

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID

ESCUELA UNIVERSITARIA DE INGENIERÍA TÉCNICA AERONÁUTICA



PROYECTO FIN DE CARRERA

# Diseño y ensayos en tierra de las baterías para un satélite de órbita baja

IÑAKI AJA BRIONES

INGENIERÍA TÉCNICA AERONÁUTICA, ESPECIALIDAD AERONAVES

JULIO 2012

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID

ESCUELA UNIVERSITARIA DE INGENIERÍA TÉCNICA AERONÁUTICA



PROYECTO FIN DE CARRERA

# Diseño y ensayos en tierra de las baterías para un satélite de órbita baja

IÑAKI AJA BRIONES

INGENIERÍA TÉCNICA AERONÁUTICA, ESPECIALIDAD AERONAVES

JULIO 2012

*(Página intencionadamente en blanco).*

### Agradecimientos

A mis padres, por su continuo apoyo y cariño a lo largo de todos estos años ya que no habría podido llegar hasta donde he llegado si no hubiese sido por ellos. Gracias por todo lo que me habéis enseñado. Os quiero.

A mi familia entera, y es que a pesar de que no estoy todo lo que debería con ellos, siempre me han mostrado su cariño.

A Santiago Pindado, por su gran dedicación que ha mostrado a lo largo de este proyecto, estando siempre disponible aunque no fuese el momento más adecuado.

A mis compañeros de universidad, especialmente a Daniel, Sergio, Ismael, Adrián y Alfonso, ya supongo que ha tenido que ser difícil aguantar a un tipo como yo durante 4 años. Muchas gracias por hacerme pasar tantos buenos momentos.

*(Página intencionadamente en blanco).*

# Índice

1. Introducción	1
1.1. Satélites artificiales	2
1.1.1. Inicio de los satélites	2
1.1.2. Características generales de un satélite	4
1.1.3. Principales tipos de satélites según su uso	5
1.2. Órbitas de los satélites artificiales	7
1.3. Bibliografía	11
2. Descripción de la misión espacial	13
2.1. Introducción	13
2.2. ¿Cómo es posible?	14
2.3. Los terremotos	14
2.4. Terremotos en el mundo	17
2.5. Predicción de los terremotos	19
2.6. Satélites semejantes	20
2.7. Bibliografía	23
3. Órbita	25
3.1. Introducción	25
3.2. Determinación de la órbita	26
3.3. Estudio de la traza	29
3.4. Visibilidad del satélite	31
3.5. Bibliografía	36
4. Lanzamiento	37
4.1. Introducción	37
4.2. Selección de la base de lanzamiento	38
4.3. Cosmódromo de Baikonur	41
4.4. Dnepr	44
4.4.1. Descripción general del Dnepr	45

4.5. Bibliografía	48
5. Carga de pago	49
5.1. Introducción	49
5.2. ICE	49
5.3. IMSC	50
5.4. IAP	51
5.5. IDP	52
5.6. ISL	53
5.7. Bibliografía	54
6. Control de actitud	55
6.1. Introducción	55
6.2. Sensores del control de actitud	57
6.2.1. Sensores ópticos	58
6.2.2. Sensores mecánicos	60
6.3. Actuadores del control de actitud	62
6.3.1. Propulsores	62
6.3.2. Ruedas y volantes	63
6.3.3. Magnetopares o varillas magnéticas	64
6.3.4. Elementos estructurales	64
6.4. Software	65
6.5. Métodos pasivos	65
6.5.1. Estabilización por rotación	66
6.5.2. Estabilización por doble rotación	68
6.5.3. Estabilización por gradiente gravitatorio	69
6.5.4. Estabilización magnética	70
6.6. Métodos activos	71
6.6.1. Estabilización en tres ejes	71
6.6.2. Estabilización por reacción o propulsores	72
6.6.3. Estabilización por intercambio de momento angular	72
6.7. Conclusiones	72
6.8. Bibliografía	73

7. Diseño estructural	75
7.1. Introducción	75
7.2. Requisitos del satélite	76
7.2.1. Medidas	77
7.2.2. Requerimientos de frecuencia	77
7.2.3. Cargas dinámicas y cuasi-estáticas	77
7.2.4. Cargas vibratorias	78
7.2.5. Condiciones ambientales	79
7.2.6. Compatibilidad electromagnética	79
7.3. Material	80
7.4. Dimensionado de la estructura	82
7.4.1. Dimensionado según la rigidez	83
7.4.2. Cargas axiales equivalentes y aplicadas	85
7.4.3. Dimensionado según la estabilidad	87
7.4.4. Márgenes de seguridad	88
7.4.5. Estructura de <i>honeycomb</i>	89
7.4.6. Mecanismo de despliegue de los paneles solares	90
7.5. Bibliografía	93
8. Diseño térmico	95
8.1. Introducción	95
8.2. El ambiente térmico	97
8.2.1. Radiación solar directa	97
8.2.2. Albedo	98
8.2.3. Radiación terrestre	100
8.2.4. Radiación de los equipos embarcados	101
8.3. Controles térmicos pasivos	101
8.3.1. Aislantes térmicos	102
8.3.2. Recubrimientos térmicos	103
8.3.3. Dispositivos de cambio de fase	104
8.3.4. Tubos térmicos	105
8.3.5. Radiadores	106



8.4. Controles térmicos activos	108
8.4.1. Calentadores	108
8.4.2. Persianas térmicas	109
8.5. Conclusiones	110
8.6. Bibliografía	110
9. Diseño del subsistema de potencia	111
9.1. Introducción	111
9.1.1. Elementos del subsistema de potencia	114
9.2. Consumos de potencia	116
9.3. Paneles solares	119
9.3.1. Células solares	119
9.3.2. Requisitos de potencia de los paneles solares	127
9.3.3. Dimensionado de los paneles solares	130
9.4. Baterías	142
9.4.1. Requisitos de potencia de las baterías	144
9.5. Distribución y control de la potencia	148
9.6. Conclusiones	150
9.7. Bibliografía	152
10. Comunicaciones y telemando	153
10.1. Introducción	153
10.2. Enlaces de comunicación	154
10.3. Elementos del sistema de comunicación	155
10.3.1. Antenas	156
10.3.2. Modulación	159
10.4. Centro de control de Tierra	160
10.5. Bibliografía	163
11. Estudio de las baterías del satélite	165
11.1. Introducción	165
11.2. Normativa	165
11.2.1. Normativa SMC	167
11.2.2. Normativa de la NASA	168

11.2.3. Normativa IEC	169
11.2.4. Normativa UL	169
11.2.5. Normativa ECSS	170
11.3. Fabricantes	174
11.3.1. ABSL Space Products	174
11.3.2. Clyde Space	175
11.3.3. Quallion	176
11.3.4. Saft	177
11.3.5. Space Vector	178
11.3.6. SSTL	178
11.3.7. Mathews Associates	179
11.4. Dimensionado y estudio de las baterías	180
11.4.1. Baterías de Space Vector	182
11.4.2. Baterías de Saft	185
11.4.3. Baterías de Quallion	189
11.4.4. Conclusiones	190
11.5. Bibliografía	192
12. Ensayos	193
12.1. Introducción	193
12.2. Tipos de ensayos	194
12.2.1. Ensayos de desarrollo	195
12.2.2. Ensayos de verificación del diseño	195
12.2.3. Ensayos de pre-calificación	195
12.2.4. Ensayos de calificación	196
12.2.5. Ensayos de aceptación	196
12.2.6. Ensayos de integración	196
12.2.7. Ensayos de supervisión	197
12.2.8. Ensayos de fiabilidad	197
12.3. Realización de las pruebas	197
12.3.1. Propiedades físicas	198
12.3.2. Pruebas ambientales	198

12.3.3. Prueba de fugas	198
12.3.4. Prueba de presión	199
12.3.5. Pruebas de vibraciones	199
12.3.6. Prueba de choques	200
12.3.7. Pruebas térmicas	200
12.3.8. Prueba de vida	201
12.4. Paneles solares	201
12.5. Baterías	204
12.6. Ensamblaje	206
12.7. Ensayos en el UPM-Sat 1	207
12.7.1. Paneles solares	208
12.7.2. Baterías	211
12.7.3. Integración paneles-baterías	213
12.8. Bibliografía	215
13. Conclusiones	217
Anexos	219

# Capítulo 1

## Introducción

Este proyecto consiste en el estudio y dimensionado inicial del sistema de potencia de un satélite de observación, que sirva de ayuda a otros sistemas de mayor precisión a la hora de detectar posibles terremotos y actividad volcánica mediante el análisis de señales electromagnéticas presentes en la ionosfera. Para ello el satélite incorpora, entre otros elementos sensores eléctricos, un analizador de plasma, y un detector de partículas. Con esta instrumentación se pretenden detectar los cambios que se producen en el campo electromagnético terrestre como consecuencia del movimiento de las placas tectónicas, y descubrir así las posibles anomalías que preceden a un seísmo. Para no sobrepasar el presupuesto con el que se ha ideado el proyecto se utilizarán sistemas que permitan la lectura de datos de la forma más simple, pudiendo ocurrir que los datos recogidos no se transmitan al control de Tierra en tiempo real, impidiendo a los científicos analizar los datos recogidos hasta unos días después, de ahí que este satélite experimental deba emplearse, en principio, como apoyo a programas de detección de terremotos más sofisticados y con mayores medios técnicos. Evidentemente, con este sistema también se podrán recoger datos tras los seísmos y examinarlos posteriormente.

La órbita del satélite será una órbita LEO (*Low Earth Orbit*) de una altitud aproximada de 670 Km, estimándose el tiempo de vida del satélite en 5 años.

Intentando emplear la mayor parte de los recursos económicos en el equipamiento científico, la estructura será la más simple posible, esto es, un paralelepípedo de dimensiones compactas con un peso aproximado de 185 kg, contando con paneles solares desplegables y en su interior con baterías que proporcionarán potencia al satélite durante la fase de lanzamiento y en momentos concretos.

En cuanto al lanzamiento, se prevé que el satélite sea lanzado como carga secundaria de otro de mayor envergadura, mostrándose los posibles casos más adelante.

Como ya se ha avanzado, con este proyecto se quiere dar un paso más en las investigaciones que se llevan a cabo para poder predecir con un tiempo razonable las actividades sísmicas, y poder así salvar el mayor número posible de víctimas. Además, también se espera que pueda marcar la pauta a posteriores proyectos, que con la ayuda de una mejor tecnología, prediga la actividad sísmica y volcánica con datos exactos del lugar e intensidad con la que ocurrirá.

Tras esta breve introducción en donde se muestra a grandes rasgos el objetivo del proyecto y sus características fundamentales, se incluye a continuación una breve descripción de los satélites artificiales, los tipos que existen en la actualidad, su evolución a lo largo del tiempo y las órbitas sobre las que éstos transitan alrededor de la Tierra.

## **1.1 Satélites artificiales**

Un satélite artificial es, según la RAE, un “vehículo tripulado o no que se coloca en órbita alrededor de la Tierra o de otro astro, y que lleva aparatos apropiados para recoger información y retransmitirla”.

### **1.1.1 Inicio de los satélites**

Como cabe suponer, el origen de los satélites artificiales está ligado al de los cohetes espaciales que permitieron su lanzamiento al espacio exterior. No obstante, ya en 1945 Arthur C. Clarke empezó a investigar la posibilidad de transmitir señales de televisión y de radio sin necesidad de utilizar cables, gracias a un satélite en órbita circular que debería estar a unos 36000 km de altitud para que pudiera dar una vuelta cada 24 horas, y así ser percibido como fijo desde la Tierra. Esto implicaría la cobertura en su transmisión de una fracción de la superficie terrestre. Clarke también expuso que

para cubrir toda la Tierra se debían colocar 3 satélites equidistantes entre sí en el ecuador.

Pero no fue hasta el Año Geofísico (1957 – 1958) cuando verdaderamente se inició la carrera espacial, protagonizada por Estados Unidos y la Unión Soviética. La ganadora de esta peculiar carrera fue la URSS al lanzar el 4 de Octubre de 1957 el satélite Sputnik I, que consistía en una esfera metálica de medio metro de diámetro. La Unión Soviética siguió lanzando versiones del Sputnik al espacio, en una de ellas con un ser vivo a bordo (la perrita Laika), mientras Estados Unidos intentaba lanzar sus primeros satélites, pero sin éxito como ocurrió con el Vanguard. A pesar de ello, EEUU logró finalmente el éxito con el Explorer I al descubrir en 1958 los cinturones de radiación que rodean a la Tierra a los que llamaron Van Allen en honor al científico que llevó a cabo la misión.



Figura 1.1. Sputnik I [3].

Numerosos proyectos en los años siguientes, como el Atlas-B que permitió recibir un mensaje desde el espacio grabado con anterioridad, favorecieron un mayor conocimiento del entorno espacial terrestre y el desarrollo de sistemas más sofisticados.

Con el desarrollo y construcción de cohetes más potentes se consiguió llevar a los satélites hasta altitudes cada vez mayores, como ocurrió en 1964 cuando se logró situar el Syncom 3 en una órbita geoestacionaria.

#### 1.1.2 Características generales de un satélite

Los satélites pueden ser puestos en órbita mediante cohetes propulsores o pueden ser transportados al espacio exterior a bordo de un transbordador espacial.

Un satélite básicamente está constituido por un cuerpo, construido a base de aleaciones ligeras como por ejemplo el aluminio, el magnesio, el titanio, etc., o bien de materiales compuestos, como la fibra de carbono o de vidrio. En su interior se aloja la carga útil, que comprende los equipos necesarios para llevar a cabo la misión asignada. Dadas las temperaturas extremas que pueden darse en el entorno espacial algunos instrumentos han de ser protegidos, por lo que se encuentran en compartimentos especiales dotados de mantas térmicas y otros sistemas de control térmico.

En la estructura exterior se halla el sistema de alimentación eléctrica, el equipo estabilizador y un motor corrector de trayectoria. En la mayoría de los satélites que orbitan alrededor de la Tierra el sistema de alimentación eléctrica consiste en uno o más paneles de células fotovoltaicas, destinadas a convertir en energía eléctrica la radiación procedente del Sol. Durante el período en que el satélite se encuentra en la zona de sombra del planeta el suministro de energía se realiza mediante baterías, recargables cuando trabajan los paneles. Algunos satélites están equipados con pequeños reactores nucleares para su alimentación energética.

El equipo estabilizador, también denominado control de actitud, tiene por objeto mantener la orientación del satélite en una actitud prefijada. Una de las formas de estabilización de un satélite consiste en hacer uso del efecto giroscópico, es decir, haciendo girar rápidamente el propio vehículo en torno a uno de sus ejes de simetría, consiguiéndose una estabilización sobre dos ejes. Si se desea una estabilización sobre los tres ejes es necesaria, junto con los giróscopos, la utilización de motores

correctores de trayectoria. Ese motor es un pequeño propulsor alimentado por hidracina, que se acciona automáticamente cada vez que es preciso ajustar la posición del satélite en su órbita.

Por último, todos los satélites disponen de uno o más canales de comunicación radioeléctrica con la Tierra. Un dispositivo emisor envía señales de balizaje para facilitar el rastreo del satélite desde estaciones de seguimiento terrestre, y un aparato receptor permite responder ante órdenes transmitidas desde Tierra.

### 1.1.3 Principales tipos de satélites según su uso

#### *Satélites de comunicaciones*

Son los satélites que más desarrollo han tenido a lo largo de la historia y éste es el campo donde más rentabilidad se ha obtenido. Dado su amplio radio de cobertura se han utilizado para transmitir señales a zonas poco pobladas donde, de no ser de esta manera, la televisión, por ejemplo, hubiese llegado mucho más tarde. Otra aplicación, a parte de la televisión y la radio, ha sido el de la telefonía móvil, apoyada en el uso de esta tecnología espacial.

Las órbitas que emplean este tipo de satélites son, por lo general, las geoestacionarias, y dado que no existen problemas de visión directa, se suelen utilizar frecuencias elevadas que son menos sensibles a las interferencias.

#### *Satélites de meteorología*

Son satélites que se dedican en exclusiva a la observación de la atmósfera terrestre, centrándose en el comportamiento de las nubes, el movimiento del aire frío y caliente, el avance de las borrascas y las variaciones de la presión a las distintas alturas.

El primer satélite meteorológico lanzado al espacio fue el Tiros-1 en 1960, al cual le siguieron otros importantes proyectos como el Nimbus o el Meteor.



Existen muchos satélites de este tipo colocados en diferentes órbitas, como aquellos que pasan sobre los Polos estudiando la capa de ozono entre otras actividades, otros se encuentran en órbitas estacionarias como puede ser el satélite Meteosat que puede cubrir un hemisferio y recoger los datos que se deseen.

### *Satélites de navegación*

En sus comienzos fue exclusivamente desarrollado con fines militares para determinar la trayectoria de los misiles y tropas, aunque ahora esta tecnología está abierta al público con sistemas como el GPS (*Global Positioning System*), que localiza una posición mediante la triangulación de tres satélites y el aparato receptor empleado. Si se emplea un cuarto satélite se puede determinar también la velocidad con la que nos desplazamos.

Otro ámbito de uso consiste en las tareas de rescate (COSPAS/SARSAT), en donde los receptores envían señales que recibe el satélite y las transmite al equipo de rescate para facilitar la operación de rescate.

### *Satélites de observación*

Su propósito es la observación de la Tierra aunque sus finalidades pueden variar mucho, desde la observación del nivel mar hasta la observación de la atmósfera terrestre en busca de posibles terremotos como es nuestro caso.

Por lo general estos satélites utilizarán órbitas LEO para que la resolución con la que se consigan las imágenes requeridas sea la máxima posible, según sea la cámara empleada, aunque también pueden ser órbitas de mayor altura si su propósito es, por ejemplo, la observación astronómica.

## 1.2 Órbitas de los satélites artificiales

Una órbita es, según la RAE, una “trayectoria que, en el espacio, recorre un cuerpo sometido a la acción gravitatoria ejercida por los astros”.

Los principales parámetros que determinan una órbita son (véase también la figura 1.2):

- Apoápside: Es el punto de la trayectoria a mayor distancia respecto al astro sobre el cual orbita. En nuestro caso el astro es la Tierra, en cuyo caso este punto se llama apogeo.
- Periápside: Es el punto de la trayectoria a menor distancia respecto al astro sobre el cual orbita. Como en el caso anterior, el astro es la Tierra y se llama perigeo.
- Semieje mayor: Su valor viene determinado según la siguiente ecuación:

$$a = R + \frac{H_a + H_p}{2} \quad (1.1)$$

donde  $R$  es el radio de la Tierra y  $H_a$  y  $H_p$  la distancia del apogeo y del perigeo respectivamente.

- Inclinação del plano de la órbita: Es el ángulo formado por el plano de la órbita y el plano del ecuador.
- Excentricidad:  $e = 1 - H_p/a$ . Si  $e = 0$ , la órbita se denomina circular; si  $0 < e < 1$  la órbita es elíptica; si  $e = 1$ , la órbita es parabólica y si  $e > 1$  es hiperbólica.
- Período de revolución: Es el tiempo que necesita el satélite en dar una vuelta (o revolución) a su órbita.

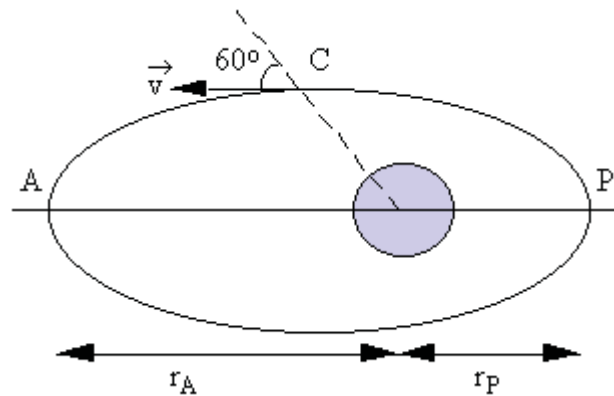


Figura 1.2. Esquema del plano orbital de un satélite con respecto a la Tierra en donde se muestra la situación del apogeo (A) y el perigeo (P).

Las tres órbitas terrestres que más se utilizan en los satélites son las GEO, las LEO y las MEO. Las geoestacionarias (GEO o *Geostationary Earth Orbit*) son órbitas ecuatoriales circulares con una altitud de 35900 km y un período de revolución de 23 h 56 min 4 s, que es la duración de un día sidéreo (intervalo de tiempo que transcurre entre dos pasos consecutivos por el mismo punto del meridiano). Este tipo de órbita se caracteriza porque el satélite permanece prácticamente inmóvil sobre el mismo punto terrestre debido a que la velocidad es la misma que la de la rotación de la Tierra, esto es, a una velocidad de 11070 km/h. Debido a esto, este tipo de órbita es utilizada, en la inmensa mayoría, por satélites de telecomunicaciones.

Las principales ventajas de este tipo de órbitas son:

- Misma velocidad angular que la Tierra (si se necesita esta condición es una ventaja).
- Con 3 satélites se puede cubrir toda la superficie terrestre.

Y sus mayores inconvenientes son:

- Al cubrir toda la superficie se malgasta energía en aquellas regiones donde se no se deseen transmitir datos, como pueden ser los océanos o zonas de poca población. Además, puede ocurrir que en aquellas zonas donde existe una

elevada demanda no sea posible atenderla al no poder utilizar ese exceso de frecuencias que se malgastaba anteriormente.

- Las pérdidas por atenuación son considerables al estar en una órbita de gran altura.
- El retardo de transmisión es considerable por la altura a la que se encuentra.
- El coste de lanzamiento es elevado.

Las órbitas LEO (*Low Earth Orbit*) tienen una altitud que oscila entre los 250 y 1000 km. Al estar tan cerca de la superficie terrestre los satélites que se encuentren en esta órbita deben viajar a una velocidad tal que la gravedad nos les haga salirse de ella, siendo esa velocidad de rotación de 17000 km/h y el período de revolución de aproximadamente 90 minutos.

Un tipo de órbita LEO son las denominadas órbitas heliosincrónicas (sincrónicas al sol, SSO o *sun-synchronous*) que tienen la particularidad de que se encuentran inclinadas en torno a  $98^\circ$  respecto al ecuador. Gracias a su precesión, de  $1^\circ$  al día o de  $360^\circ$  al año, la orientación del plano de este tipo de órbita respecto al sol se mantiene constante a lo largo del año (sobrevuelan una latitud dada a una hora local aproximadamente fija). Ésta es la gran diferencia con respecto a las geoestacionarias, mientras aquellas mantienen un ángulo constante respecto a la Tierra, de  $0^\circ$ , las heliosíncronas lo mantienen respecto al Sol. Por todo esto están especialmente indicadas para aquellos satélites destinados a la observación.

Entre las ventajas que presentan las órbitas LEO se encuentran:

- La pérdida de datos es pequeña comparada con las GEO, por lo que los satélites pueden ser más pequeños.
- La cobertura en las latitudes mayores es mejor.
- La zona de cobertura es menor, permitiendo un mejor aprovechamiento del sistema.
- Ahorro en el coste de lanzamiento.

Sus principales inconvenientes son:

- Necesidad de una gran constelación de satélites para otorgar una cobertura global al mismo tiempo.
- Visibilidad breve en algunos casos ya que una gran parte de su órbita puede estar en eclipse.
- Se genera una gran cantidad de basura espacial si no se consigue que caigan a la atmósfera terrestre.

Otro tipo de órbita que se encuentra entre los dos tipos expuestos anteriormente son las llamadas órbitas MEO (*Medium Earth Orbit*), con altitudes que rondan los 10000 km. La mayoría de los satélites empleados en este tipo de órbita son de navegación, siendo de especial utilidad en aquellos aparatos con tecnología GPS.

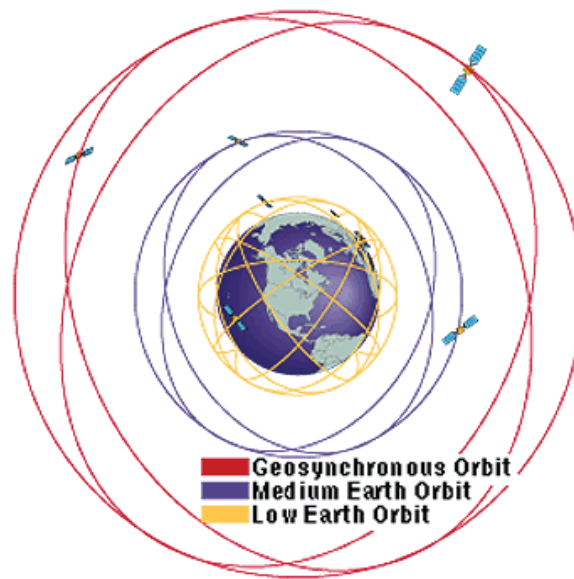


Figura 1.3. Comparación entre los 3 principales tipos de órbitas [6].

### 1.3 Bibliografía

- [1] <http://www.rae.es/rae.html>
- [2] <http://ciberhabitat.gob.mx/medios/satelites/artificiales/>
- [3] <http://nickjaffe.bandcamp.com/album/sputnik-1>
- [4] “Enciclopedia Salvat”
- [5] “Tipos de órbitas. Constelaciones de satélites”. Ramón Martínez Rodríguez-Osorio
- [6] <http://sunsite.uakom.sk/sunworldonline/swol-06-1998/swol-06-connectivity.html>

*(Página intencionadamente en blanco).*

## Capítulo 2

### Descripción de la misión espacial

En el presente capítulo se explican algunos conceptos relacionados con los terremotos (formación, composición...), que son el objeto de la misión del satélite propuesto. Además, se muestra a grandes rasgos cómo será capaz el satélite de detectar la actividad sísmica. A modo de ejemplo se incluye una descripción del satélite Demeter, el cual realiza una misión muy similar. Por último, se ha añadido cierta información sobre algunos casos en los que se ha detectado actividad sísmica mediante el sistema descrito.

#### 2.1 Introducción

Los requerimientos para un sistema de observación global de terremotos son derivados de los actuales conocimientos científicos de la física del terremoto, de la mitigación de riesgo sísmico, y de la ayuda en casos de desastre tras los terremotos de gran magnitud. Los terremotos, en pocas palabras, son vistos como fenómenos de gran duración en el que una determinada sección de una falla acumula estrés debido a las fuerzas motrices de las placas tectónicas, liberando esas fuerzas internas al exterior para, posteriormente, comenzar un nuevo ciclo.

Además, hay que tener en cuenta que los terremotos no ocurren de forma aislada. Los terremotos se localizan próximos en espacio y tiempo, induciendo fuerzas adicionales al sistema de fallas dado ya sea a través de cambios en la tensión estática inducida o a través de cambios en la tensión después del seísmo.



## **2.2 ¿Cómo es posible?**

Este proyecto se basa en estudios y pruebas realizados por distintos países como EEUU, Japón, Rusia, China, Francia, Alemania y Taiwán, que determinaron que en los días anteriores a los terremotos, se producían alteraciones en el campo electromagnético de la atmósfera que podían ser detectadas por magnetómetros de gran sensibilidad.

Se supone que estos cambios en la atmósfera pueden proceder del movimiento de la corteza terrestre que, provocando corrientes en el subsuelo, altera la distribución de las cargas eléctricas, o también pueden venir del escape de gases radiactivos que producen alteraciones en el campo eléctrico terrestre.

El objetivo del satélite propuesto consiste en obtener valores anormales del campo electromagnético de la atmósfera que pueden ser interpretados como un indicio de actividad sísmica en las proximidades del lugar en el cual se han detectado. Siendo ello posible gracias a los diversos sistemas con los que se pretende equipar el satélite (sensores eléctricos (ICE), una sonda Langmuir (ISL), un analizador de plasma (IAP), un detector de energía de las partículas (IDP) y sensores magnéticos (IMSC) [2]).

## **2.3 Los terremotos**

Un terremoto es un movimiento vibratorio que se origina en zonas internas de la Tierra debido al choque de las placas tectónicas liberando energía que se propaga en forma de ondas elásticas, también llamadas ondas sísmicas, por los materiales rocosos de la corteza terrestre.

La corteza de la Tierra está formada por una docena de placas, llamadas tectónicas, de aproximadamente 70 km de grosor, cada una de ellas con diferentes características físicas y químicas. Estas placas se van acomodando en un proceso que lleva activo millones de años y han ido dando la forma a la corteza terrestre que actualmente conocemos, originando los continentes y los relieves geográficos. Generalmente estos movimientos son lentos e imperceptibles, pero en algunos casos las placas tectónicas

chocan entre sí sobre un océano de magma en las profundidades de la Tierra impidiéndose el desplazamiento. Así, una de las placas comienza a desplazarse sobre la otra originando lentos cambios en la topografía. Debido a la dificultad del movimiento se empieza a acumular energía de tensión que en algún momento se liberará, y de este modo una de las placas se moverá bruscamente contra la otra rompiéndola y liberándose una cantidad enorme de energía originándose un terremoto.

Hay que destacar dos términos importantes que aparecen en un terremoto:

- El hipocentro, o foco, es el punto situado en la profundidad de la Tierra desde donde se libera la energía. Si se sitúa en la corteza (hasta 70 km de profundidad) se denomina superficial. Si se encuentra entre los 70 y los 300 km se nombra como intermedio, y si está a mayor profundidad se llama profundo.
- El epicentro, que es el punto de la superficie de la Tierra más cercano al hipocentro, es donde el seísmo o terremoto presenta mayor intensidad.

En cuanto a los lugares donde se suelen producir los terremotos, generalmente son zonas donde la concentración de fuerzas generadas por los límites de las placas tectónicas dan lugar a movimientos en el interior y en la superficie de la Tierra. Por ello, los seísmos o sismos están ligados con la formación de fallas geológicas. Los terremotos suelen producirse al final de un ciclo denominado ciclo sísmico, que es el período de tiempo durante el cual se acumula deformación en el interior de la Tierra que más tarde se liberará, dando lugar al sismo tras el cual la deformación comienza a acumularse de nuevo. Estos términos se pueden observar en la figura 2.1.



Figura 2.1. Términos característicos en un terremoto [4].

Uno de los mayores problemas para la medición de un terremoto es la dificultad para coordinar los datos recogidos por los distintos sistemas de medida. Además, determinar el área afectada por el terremoto puede tardar varios días ya que se analizan los grandes movimientos y sus réplicas.

Aunque cada terremoto tiene una magnitud única, su efecto variará mucho según distintos factores, como la distancia o la condición del terreno. Por ello, resulta más útil catalogar cada terremoto según su energía intrínseca. Con esta clasificación existe sólo un número para cada evento, y este número no debe verse afectado por las consecuencias causadas, que pueden variar de un sitio a otro según las características comentadas anteriormente.

Entre las escalas existentes destaca la de Richter. Esta escala representa la energía sísmica liberada en cada terremoto basándose en registro sismográfico. Es una escala que crece de forma potencial, de manera que cada punto de aumento significa un aumento de energía 10 veces mayor o más. Un ejemplo de lo que puede equivaler cada magnitud puede ser la siguiente clasificación:

- Menos de 3,5: Por lo general no se siente
- 3,5 – 5,4: Se puede sentir causando daños leves
- 5,5 – 6,0: Ocasiona daños ligeros a edificios
- 6,1 – 6,9: Puede ocasionar daños severos en áreas pobladas
- 7,0 – 7,9: Terremoto mayor causando daños graves
- 8 o mayor: Es un gran terremoto con destrucción total en localidades próximas

Estos valores numéricos con los que se calcula la magnitud de un terremoto se obtienen de la expresión:

$$M = \log_{10} A + 3 \log_{10} (8 \cdot \Delta t) - 2,92 \quad (2.1)$$

en donde  $M$  es el valor de la magnitud del terremoto,  $A$  es la amplitud medida en milímetros y  $\Delta t$  el tiempo medido en segundos.

## 2.4 Terremotos en el mundo

Como ya se ha avanzado, los principales terremotos que ocurren en el mundo tienen lugar en los límites de las placas tectónicas. En la figura 2.2 se muestran las placas tectónicas que existen en la Tierra, y a las cuales habrá que prestar una especial atención porque será allí donde se detecten la mayoría de valores anormales en la atmósfera que detectará el satélite propuesto, prediciendo un posible movimiento de placas y posterior sismo.



Figura 2.2. Situación de las placas tectónicas en el mundo y movimiento de las mismas [5].

En total existen 28 placas tectónicas en nuestro planeta, pero no todas tienen la misma importancia. Las más importantes son:

- Placa Sudamericana: Abarca Sudamérica y parte del Océano Atlántico Sur.
- Placa Norteamericana: Engloba Norteamérica, Groenlandia, parte del Caribe del Atlántico, del Glaciar Ártico y de Siberia.
- Placa Euroasiática: Cubre Europa y Asia, excepto India, Arabia y Siberia.
- Placa Indoaustraliana: Abarca la India, Australia.
- Placa Africana: Lo forma África totalmente.
- Placa Antártica: Cubre toda la Antártida y el océano que la rodea.
- Placa Pacífica: Engloba sobre todo el Océano Pacífico. Es la de mayor dimensión.

Existen otras placas, las llamadas secundarias, como son la de Cocos, Nazca, Filipina, Arábica, Escocesa, Juan de Fuca y la del Caribe, y las denominadas microplacas, como pueden ser la Birmana, Yangtze, Timor, Cabeza de Pájaro y Panamá.

Por ello, este satélite debe englobar la superficie terrestre en su totalidad para poder captar el mayor número de datos posible (en el capítulo 3 se incluyen más detalles sobre su trayectoria a lo largo de la Tierra).

## **2.5 Predicción de los terremotos**

Generalmente la medición de los terremotos se realiza a través del sismógrafo, que registra en un papel la vibración de la Tierra producida por el seísmo informándonos sobre su magnitud y duración. Este instrumento registra dos tipos de ondas: las superficiales, que viajan a través de la superficie terrestre y que producen la mayor vibración, y las centrales, que viajan a través de la Tierra desde la profundidad. La desventaja de este sistema de medida es que registra datos instantáneos, es decir, hay poco margen de tiempo entre que se detecta la vibración y sus consecuencias en la superficie. Con este proyecto se intenta avanzar en una solución a este problema marcando una pauta para el desarrollo de satélites más sofisticados que se puedan fabricar en el futuro.

La pregunta más importante a la que se enfrenta la comunidad científica en este campo es la predicción de un fenómeno sísmico con la suficiente antelación para paliar sus consecuencias. Una posibilidad para la localización de un terremoto sería usar una cámara infrarroja. Con este equipamiento se pueden detectar puntos de temperatura anormales. Ejemplos que muestran que esta forma de predecir seísmos es válida son los terremotos de China y de India. En el primero se detectó una desviación térmica de unos 9°, siendo la temperatura en ese momento en la superficie de -20 °C. En el segundo caso la anomalía fue de 4 °C. Una posible razón por la cual las rocas generan energía térmica antes de un terremoto puede ser de origen eléctrico. Las rocas sometidas a grandes presiones, como en el caso de los terremotos, pueden actuar como semiconductores, aunque en la naturaleza no lo sean. Así algunos pares de

cargas positivas llamados agujeros positivos se separan y migran a la superficie de la roca presionada. En ese momento se combinan unos con otros liberando energía [8].

Además, esta corriente de energía en la roca también podría explicar los leves cambios en el campo magnético de alrededor. Un ejemplo que ilustra este fenómeno es el terremoto que ocurrió en San Francisco en 1989. Dos semanas antes del seísmo las lecturas de las señales magnéticas de baja frecuencia (0,01 – 0,02 Hz) sobrepasaron este límite en 20 veces.

## **2.6 Satélites semejantes**

### **DEMETER**

Entre los satélites que se dedican a detectar los movimientos de la Tierra se puede destacar el satélite Demeter. Este micro-satélite francés fue lanzado el 29 de Junio de 2004, siendo uno de sus objetivos científicos principales detectar variaciones anómalas en las ondas electromagnéticas, y cambios continuos de las partículas o de los parámetros del plasma térmico que puedan anunciar actividad sísmica. Si se demuestra que tales perturbaciones son reales y sistemáticas, se podría considerar como un sistema precursor que prediga actividad sísmica a corto plazo, ya que ésta se detectaría entre unas pocas horas o pocos días antes del terremoto.

El satélite Demeter es uno de los pocos satélites que tiene la capacidad de medir a gran escala el entorno electromagnético de la Tierra en la ionosfera. La base de datos creada tras los datos obtenidos mediante la lectura de sus instrumentos permitió conseguir análisis estadísticos necesarios para averiguar la conexión entre las perturbaciones grabadas con la actividad sísmica.

En la figura 2.3 se muestra la órbita del satélite Demeter sobre Japón el 29 de Agosto de 2004. La estrella indica el epicentro de un terremoto ocurrido el 5 de Septiembre de 2004 en la región de Kii-Peninsula. La línea gruesa marcada en la trayectoria del satélite corresponde con el período donde el Demeter detectó perturbaciones en la ionosfera.



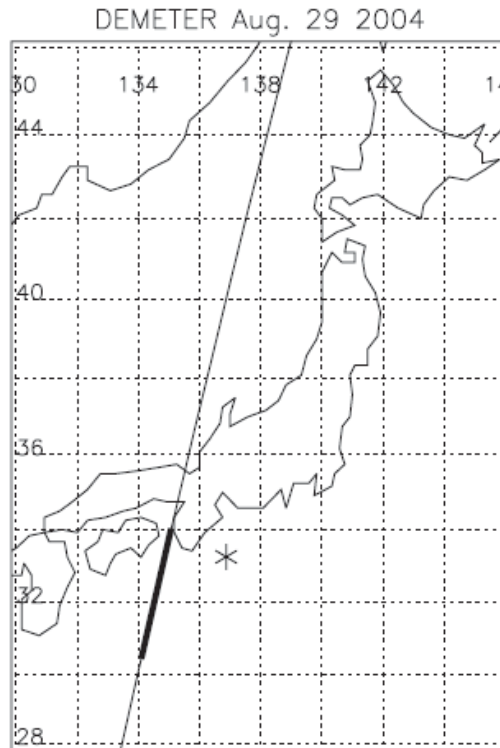


Figura 2.3. Trayectoria del satélite Demeter en su paso cercano al epicentro de un terremoto cercano a Japón. El periodo en el que este satélite captó ciertas perturbaciones en la ionosfera está indicado mediante trazo grueso [6].

La órbita del Demeter es circular con una altitud de 710 km, órbita LEO. La carga de pago del Demeter está compuesta por varios instrumentos que permiten casi un continuo estudio del plasma, ondas y partículas energéticas del entorno terrestre. El sistema ICE (*Instrument Champ Electrique*), que permite estudiar el campo eléctrico, usa cuatro sondas para medir las tres componentes del campo eléctrico en un rango de frecuencias que va desde DC hasta 3,25 MHz. El IMSC (*Instrument Magnetometer Search-Coil*) es un magnetómetro enrollado que mide las tres componentes del campo magnético en un rango de frecuencias abarcando desde unos pocos Hz hasta los 20 kHz. Otro instrumento que incorpora este satélite es el ISL (*Instrument Sonde de Langmuir*), cuya sonda Langmuir da acceso a la densidad de los electrones y temperatura. El IAP (*Instrument Analyser Plasma*) es un espectrómetro de iones que mide la densidad de los electrones, su composición, la temperatura y la velocidad del



flujo. Por último, cabe destacar el detector de partículas energéticas en estado sólido IDP que mide la energía y trayectoria de los electrones y protones.



Figura 2.4. Recreación del satélite Demeter [7].

## 2.7 Bibliografía

- [1] <http://www.quakefinder.com/>
- [2] <http://demeter.cnrs-orleans.fr/>
- [3] [http://www.udc.es/dep/dtcon/estructuras/ETSAC/Investigacion/Terremotos/QUE\\_ES.htm](http://www.udc.es/dep/dtcon/estructuras/ETSAC/Investigacion/Terremotos/QUE_ES.htm)
- [4] <http://www.portalciencia.net/geoloter.html>
- [5] <http://www.elamerica.cl/internacional/terremoto-de-japon-las-tres-preguntas-basicas/>
- [6] “Examples of unusual ionospheric observations made by the DEMETER satellite over seismic regions”. M. Parrot, J.J. Berthelier, J.P. Lebreton, J.A. Sauvaud, O. Santolík, J. Blecki
- [7] <http://www.cnes.fr/web/CNES-fr/6919-cnes-tout-sur-l-espace.php>
- [8] [http://ciencia.nasa.gov/science-at-nasa/2003/11aug\\_earthquakes/](http://ciencia.nasa.gov/science-at-nasa/2003/11aug_earthquakes/)

*(Página intencionadamente en blanco).*

## Capítulo 3

### Órbita

#### 3.1 Introducción

En este capítulo se muestran las características más representativas de la órbita que describirá el satélite objeto de este estudio. Debido a las particularidades de la misión se ha seleccionado una órbita LEO de baja altitud, para que los instrumentos que porta el satélite puedan recoger los datos de forma precisa. La inclinación de esta órbita será de  $98^{\circ}$ , siguiendo una órbita heliosincrónica y circular por los motivos que se expondrán más adelante. Además, se va a emplear un tipo especial de órbita heliosincrónica denominada órbita de tarde. Esta órbita se caracteriza porque en ella el satélite nunca está en fase de eclipse, por lo que las baterías sólo serán necesarias para casos puntuales como pueden ser la etapa de lanzamiento, o cuando sea necesario aumentar el consumo de potencia debido a la transmisión de datos durante los períodos de actividad sísmica.

Por último, en este capítulo se incluye una sección en la que se trata la situación de visibilidad del satélite con respecto a las estaciones de Tierra, tratándose aspectos como las condiciones de visibilidad y cuál es el tiempo de paso por la estación terrestre.

### 3.2 Determinación de la órbita

Ésta es una de las partes más importante de este proyecto, ya que la elección de la órbita condiciona el tiempo de vida de la misión, su coste, el entorno espacial en el que se encontrará el vehículo espacial, y el funcionamiento de la carga de pago.

La órbita seleccionada para este satélite es una órbita LEO de aproximadamente 670 km, heliosincrónica de tarde, y circular. La elección de una órbita LEO de 670 km de altitud se debe a una solución de compromiso entre el objetivo científico y el objetivo académico. Para este tipo de satélites, que tratan de detectar anticipadamente los terremotos con anterioridad, la altura ideal de la órbita debería ser mayor, en torno a los 1000-1200 km [1]. Este tipo de órbitas también se las conoce como órbitas LEO+ ya que se sale un poco de lo que se entiende como órbita LEO. Con esta mayor altura, el satélite puede tener un acceso más rápido a toda la Tierra ya que la visibilidad es mayor, y se mejora la estabilidad del satélite al no estar tan influenciado por la atracción terrestre. Sin embargo, debido a que una mayor altura supone un aumento de la potencia y del coste necesario para ponerlo en órbita, se ha decidido utilizar la mencionada órbita LEO de 670 km de altitud.

La elección de órbita heliosincrónica se debe fundamentalmente a que los datos que se midan en un sitio van a ser siempre a la misma hora, lo que permitirá realizar un control de cada lugar según sean los datos obtenidos y de esa forma evaluar la evolución de la actividad sísmica. Las órbitas heliosincrónicas están basadas en la regresión de los nodos provocado por el achatamiento de la Tierra y la condición del heliosincronismo se impone al igualar la velocidad angular de precesión del satélite ( $\dot{\Omega}$ ) con la de la rotación de la línea Tierra-Sol. Resolviendo esta igualdad se obtiene:

$$\frac{\cos i}{(1-e^2)^2} \left( \frac{R}{a} \right)^{7/2} = -0,0989 \quad (3.1)$$

siendo  $i$  la inclinación de la órbita,  $e$  la excentricidad de la órbita,  $R$  el radio terrestre y  $a$  el semieje mayor. Por otro lado, existen varias orientaciones posibles de las órbitas LEO. La órbita que se va a estudiar es la denominada órbita de tarde (*sunrise orbit*), caracterizada por tener su plano perpendicular al de la radiación solar, por lo que el satélite nunca estará en fase de eclipse. La elección de este tipo de órbita se debe a que el consumo de potencia del satélite es en un principio elevado, y empleando este tipo de órbita se consigue captar la mayor cantidad posible de radiación solar, y por lo tanto, se puede conseguir la mayor cantidad de potencia eléctrica destinada a los distintos subsistemas del satélite.

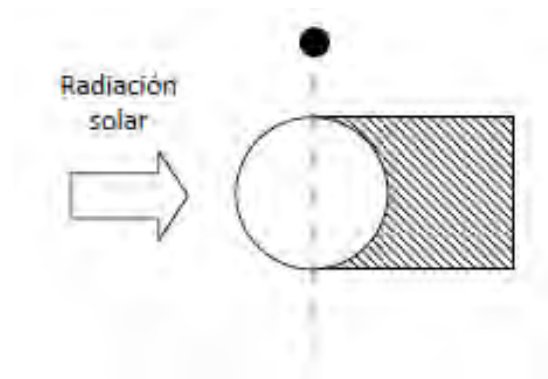


Figura 3.1. Esquema de una órbita de tarde [3].

Una vez establecida la órbita, el siguiente parámetro a determinar es la excentricidad. La órbita que se empleará será circular, por lo que su excentricidad es nula, y las razones principales por las cuáles se utiliza este tipo de órbita son que mantiene una distancia constante respecto a la superficie terrestre, evitando así una variable en el cálculo de las medidas obtenidas, además de simplificar los sistemas de control de actitud. Con los datos que se tienen ahora, se puede calcular la velocidad con la que el satélite debe orbitar y su período de revolución. Para hallar la velocidad lineal de la órbita se emplea la siguiente ecuación:

$$V_{circ} = \sqrt{\frac{GM}{r}} \quad (3.2)$$

donde los distintos parámetros son:

- $G$ : constante de gravitación y cuyo valor es  $6,67259 \cdot 10^{-11} \text{ m}^3 \text{ kg}^{-1} \text{ s}^{-2}$ .
- $M$ : masa de la Tierra de valor  $5,974 \cdot 10^{24} \text{ kg}$ .
- $GM$ : coeficiente gravitacional y que vale  $398600,4405 \text{ km}^3 \text{ s}^{-2}$ .
- $r$ : es la suma de  $R+h$ , donde  $R$  es el radio de la Tierra (6378 km) y  $h$  la altitud de nuestro satélite (670 km).

Con estos datos, la velocidad lineal de la órbita circular a una altura de 670 km es de 7,52 km/s. Para calcular el período orbital se utilizará la expresión:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{r^3}{GM}} \quad (3.3)$$

Con los datos mostrados anteriormente, el período de la órbita es de 5888 segundos, aproximadamente 1 hora 38 minutos y 8 segundos.

A continuación se determinará la inclinación a partir de la figura 3.2, que muestra cómo varía la inclinación según la altitud para órbitas heliosíncronas circulares.

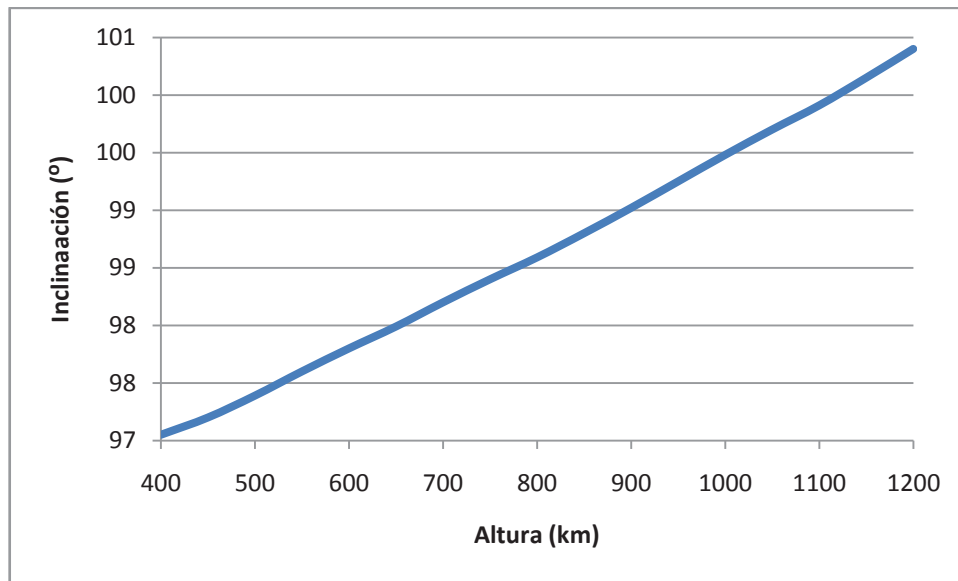


Figura 3.2. Relación entre la altura y la inclinación de la órbita [2].

Según esta figura, para una altura de 670 km la inclinación será de  $98^{\circ}$ , por lo que se trata de una órbita retrógrada al tener una inclinación mayor a  $90^{\circ}$ .

### 3.3 Estudio de la traza

Antes de calcular los valores numéricos que permiten determinar la traza y la variación angular entre dos pasos sucesivos, se van a tratar en esta sección algunos conceptos necesarios para una mejor comprensión de las características de la mencionada traza.

La traza es el lugar geométrico de los puntos subsatélite que son sobrevolados por el satélite sobre la superficie de un planeta, en nuestro caso la Tierra. Ésta se representa mediante una curva, no necesariamente sinusoidal, caracterizada por la función  $\lambda(t)$ , y cuyas latitudes máximas estarán comprendidas entre los  $\pm(180-i)$  al tratarse de una órbita retrógrada, siendo  $i$  la inclinación del plano orbital. Otro dato a tener en cuenta es que por lo general dos pasos sucesivos no formarán una única curva, si no que se encuentran separadas una distancia igual a  $\Delta\lambda$ .



Para determinar la traza se necesitan las siguientes ecuaciones:

$$\phi(t) = \arcsen \left( \sen i \cdot \sen R \sqrt{\frac{g_0}{r^3}} t \right) \quad (3.4)$$

$$\lambda(t) = \Omega - (\omega t + \varphi_0) + \arctg \left( \cos i \cdot \tg \left( R \sqrt{\frac{g_0}{r^3}} t \right) \right) \quad (3.5)$$

Con la expresión (3.4) se obtiene la latitud del punto subsatélite en función del tiempo, y a su vez con la expresión (3.5) se obtiene la longitud del punto subsatélite. Para hallar  $\Delta\lambda$  basta con calcular la diferencia de  $\lambda(t)$  para  $t = T$  y  $t = 0$ . Realizando esta operación se obtiene:

$$\Delta\lambda = -\omega \frac{2\pi}{R} \sqrt{\frac{r^3}{g_0}} \quad (3.6)$$

En la figura 3.3 se puede observar el caso de cómo afecta una diferencia entre pasos de  $\Delta\lambda = -30^\circ$  a la traza del satélite.

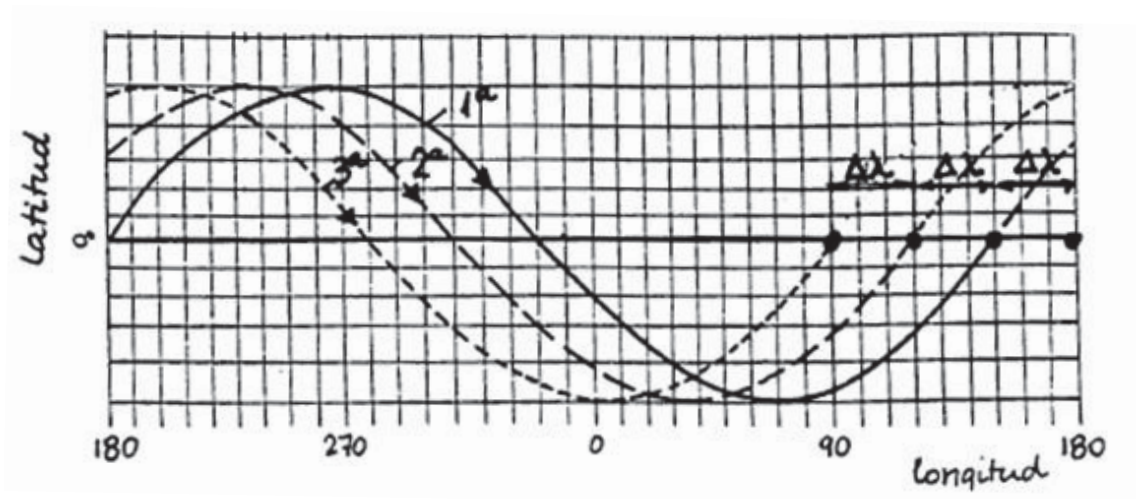


Figura 3.3. Evolución de la traza para tres trazas consecutivas [4].

Finalmente, con los datos de nuestro satélite se obtiene una diferencia entre pasos de  $\Delta\lambda = -24,63^\circ$ .

### 3.4 Visibilidad del satélite

La llamada visibilidad de un satélite se da cuándo el centro de control de Tierra es capaz de ver al satélite, y éste momento se produce cuándo el satélite se encuentra en el cono de visibilidad, mostrado en la figura 3.4. El cono de visibilidad tiene como origen el centro de control (identificado como E en la figura 3.4) y un semiángulo de  $90^\circ - \varepsilon$ .

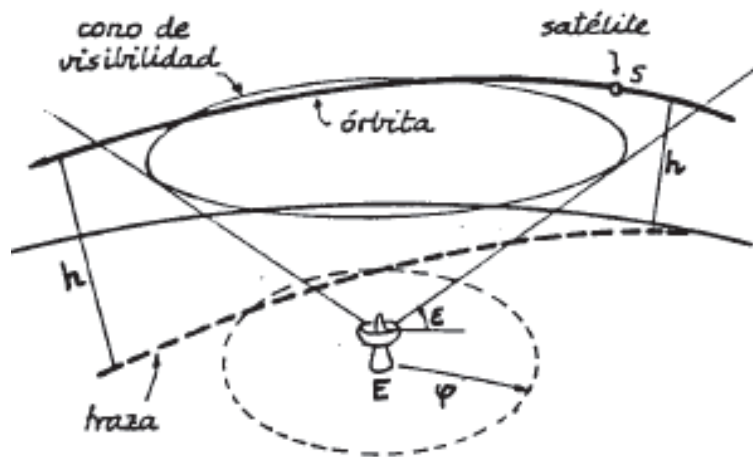


Figura 3.4. Visibilidad del satélite [2].

Otro término importante dentro de este apartado es el de tiempo de visibilidad, ya que indica cuánto tiempo permanece el satélite dentro del cono de visibilidad, o lo que es lo mismo, el tiempo que tienen el centro de control y el satélite para enviar y recibir datos. Para hallar el tiempo de visibilidad, primero es necesario conocer la posición del centro de control, y la inclinación, el ángulo  $\varepsilon_{min}$ , y la longitud del nodo de la órbita definida. El centro de control de Tierra elegido es la ESAC (*European Space Astronomy Centre*), situado en la urbanización madrileña de Villafranca del Castillo, y sus coordenadas son  $lat_{cc} = 40,44^\circ$ , y  $long_{cc} = 356^\circ$ . La inclinación de la órbita ( $i$ ) es de  $98^\circ$ , tal y como se ha visto en la figura 3.2. El ángulo  $\varepsilon_{min}$  es el mínimo ángulo que puede haber entre la horizontal y el cono de visibilidad para que se produzca el contacto visual entre el centro de control y el satélite (véase la figura 3.4), y su valor dependerá de la naturaleza de la comunicación, aunque por lo general se suele considerar  $\varepsilon_{min} = 5^\circ$  [5]. Por último, queda por definir la longitud del nodo. Las órbitas tienen dos nodos, que se corresponden con los dos puntos de corte entre la órbita y un plano de referencia, y que en el caso de orbitar alrededor de la Tierra dicho plano se corresponde con el ecuador celeste. Los nodos se denominan nodo ascendente (si el satélite se mueve desde el hemisferio sur al hemisferio norte celeste), y nodo descendente (si el movimiento del satélite es desde el hemisferio norte al hemisferio sur). La longitud del nodo que se necesita para determinar el tiempo de visibilidad es

del nodo ascendente, y que en base a misiones similares se ha estimado en  $L_{node} = 180^\circ$ . Una vez conocidos los datos de la órbita, se pueden calcular tanto la latitud ( $lat_{pole}$ ) como la longitud ( $long_{pole}$ ) de dicha órbita empleando las ecuaciones (3.7) y (3.8) respectivamente. En la tabla 3.1 vienen recogidos todos los valores comentados.

$$lat_{pole} = 90^\circ - i \quad (3.7)$$

$$long_{pole} = L_{node} - 90^\circ \quad (3.8)$$

Tabla 3.1. Parámetros iniciales para el dimensionado del tiempo de visibilidad.

<b>Centro control</b>	<b><math>lat_{cc}</math></b>	$40,44^\circ$
	<b><math>long_{cc}</math></b>	$356^\circ$
<b>Órbita</b>	<b><math>lat_{pole}</math></b>	$-8^\circ$
	<b><math>long_{pole}</math></b>	$92^\circ$
	<b><math>i</math></b>	$98^\circ$
	<b><math>\varepsilon_{min}</math></b>	$5^\circ$
	<b><math>L_{node}</math></b>	$180^\circ$

Una vez conocidos estos valores, ya se puede comenzar a calcular el tiempo de visibilidad. Para ello, primero es necesario hallar el radio angular de la Tierra,  $\rho$ , mediante la ecuación (3.9).

$$\text{sen}\rho = \frac{R}{R + h} \quad (3.9)$$

en donde  $R$  es el radio de la Tierra, e igual a 6378 km, y  $h$  es la altitud de la órbita, y cuyo valor es 670 km. Utilizando estos datos se obtiene  $\rho = 64,8^\circ$ . Con este parámetro, y junto con  $\varepsilon_{min}$ , se puede hallar a continuación el ángulo de nadir máximo,  $\eta_{max}$ , utilizando la ecuación (3.10).

$$\text{sen}\eta_{max} = \text{sen}\rho \cdot \cos \varepsilon_{min} \quad (3.10)$$

Resolviendo esta ecuación se obtiene  $\eta_{max} = 64,36^\circ$ . Conocido el ángulo de nadir máximo, ya se puede calcular el ángulo central de la Tierra máximo,  $\lambda_{max}$ , empleando la ecuación (3.11), dando como resultado  $\lambda_{max} = 20,64^\circ$ .

$$\lambda_{max} = 90^\circ - \varepsilon_{min} - \eta_{max} \quad (3.11)$$

El último parámetro necesario para determinar el tiempo de visibilidad es el ángulo central de la Tierra mínimo,  $\lambda_{min}$ , el cual se halla utilizando la ecuación (3.12).

$$\text{sen}\lambda_{min} = (\text{sen}lat_{pole} \cdot \text{sen}lat_{cc}) + (\cos lat_{pole} \cdot \cos lat_{cc} \cdot \cos(\Delta long)) \quad (3.12)$$

en donde todos los datos se muestran en la tabla 3.1, excepto  $\Delta long$  que se halla resolviendo la ecuación (3.13), obteniéndose un valor de  $\Delta long = 266^\circ$ .

$$\Delta long = long_{cc} - long_{pole} \quad (3.13)$$

Introduciendo el valor de  $\Delta long$  en la ecuación (3.12) se obtiene  $\lambda_{min} = -8,21^\circ$ .

Los parámetros mostrados hasta ahora pueden verse en la figura 3.5.

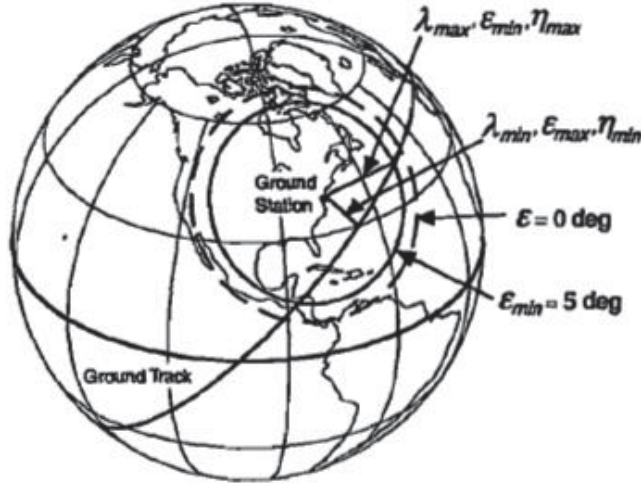


Figura 3.5. Geometría de la trayectoria del satélite a su paso por el centro de control de Tierra [5].

Finalmente, el tiempo de visibilidad,  $T_V$ , se calcula a partir de la ecuación (3.14).

$$T_V = \left( \frac{T}{180} \right) \cdot \cos^{-1} \left( \frac{\cos \lambda_{max}}{\cos \lambda_{min}} \right) \quad (3.14)$$

Sabiendo que  $T$  es el período orbital, y cuyo valor es 5888 s, se obtiene  $T_V = 621,6$  s, es decir, el tiempo de visibilidad es de aproximadamente 10 minutos.

### 3.5 Bibliografía

- [1] “Global Earthquake Satellite System (GESS)”.
- [2] “Introducción a la dinámica espacial”. Tomás Hélices
- [3] “Diseño y ensayos en tierra de paneles solares para un satélite de órbita baja”. Daniel G. Leis
- [4] “Astronáutica y Vehículos Espaciales. Análisis y Diseño de Misiones Geocéntricas”. Rafael Vázquez Valenzuela
- [5] “Space Mission Analysis and Design”. Wiley J. Larson, James R. Wertz

# Capítulo 4

## Lanzamiento

### 4.1 Introducción

En este capítulo se selecciona el vehículo lanzador necesario para poner en órbita el satélite, mostrando las características que deben cumplir tanto el vehículo lanzador como el satélite. Un aspecto a tener en cuenta es que, dado su reducido tamaño, este satélite formará parte de otro programa de mayor importancia, siendo nuestro proyecto una carga auxiliar en el lanzamiento, por lo que la misión del satélite propuesto estará supeditada a las características de otra misión de mayor relevancia. Así pues, es necesario planificar con tiempo todos los aspectos del satélite propuesto para poder acomodar su lanzamiento a la mejor opción posible de entre las misiones programadas en los distintos programas espaciales.

Otro condicionante del lanzamiento será la inclinación de la órbita, ya que permitirá descartar aquellas bases de lanzamiento que se encuentren por encima o por debajo de una determinada latitud. En nuestro caso, con una inclinación de  $98^{\circ}$ , habrá de utilizarse una base que permita lanzar el satélite a esa altitud de forma segura y fiable.

Una vez elegida la base de lanzamiento y el vehículo lanzador, se mostrarán algunas características del lanzador, como pueden ser las versiones existentes de ese modelo o sus actuaciones.



## 4.2 Selección de la base de lanzamiento

La elección de la base de lanzamiento no es un proceso sencillo al influir varios factores como pueden ser los políticos, la cercanía de la base respecto al centro donde se fabrica el satélite repercutiendo así en el coste del proyecto, y, fundamentalmente, la latitud a la que se encuentre la base de lanzamiento.

Como ya se ha avanzado, dependiendo de la inclinación de la órbita se podrán utilizar unas bases u otras. Aunque desde el ecuador se podría lanzar cualquier vehículo espacial, ya sean satélites o naves, sea cual sea su inclinación, por lo general se eligen bases con una latitud próxima a la inclinación de la órbita. De esta manera se consigue un rápido posicionamiento del vehículo espacial sin necesidad de variar la trayectoria, disminuyéndose los costes de combustible.

En nuestro caso, el satélite tendrá una inclinación de  $98^\circ$  al tener una altitud de 670 km (como se calculó en el capítulo 3), por lo tanto sólo serán válidas aquellas bases que se encuentren a altas latitudes. Para ello, en la figura 4.1 se muestran las bases más representativas desde donde se pueden lanzar cohetes para poner el satélite propuesto en órbita (véase también la tabla 4.1).

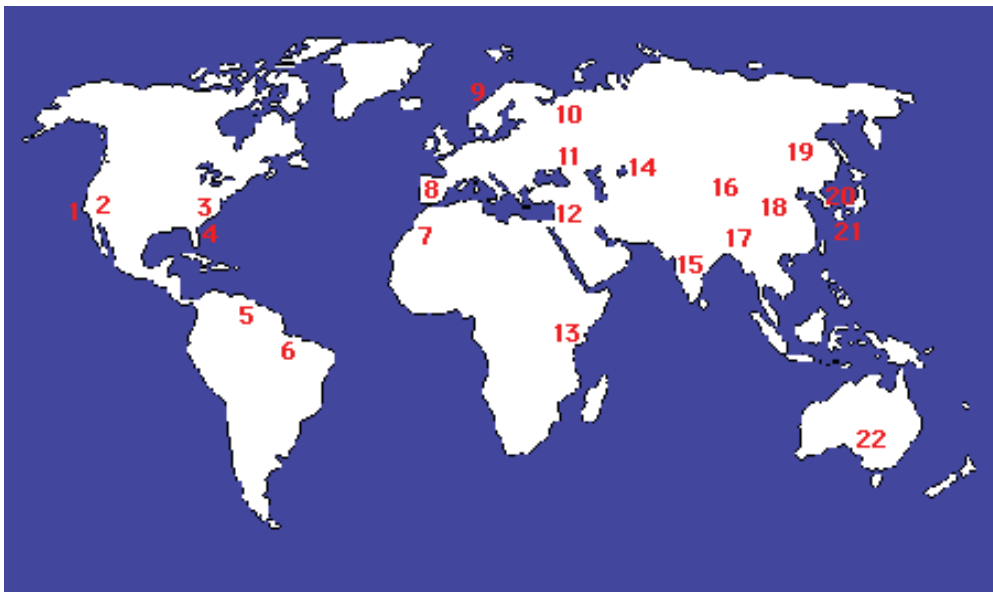


Figura 4.1. Situación geográfica de las bases de lanzamiento mundial [1].

Tabla 4.1. Situación geográfica de las bases mostradas en la figura 4.1 [1].

	Nombre de la base	Localización	País	Coordenadas	
				Latitud	Longitud
1	Western Range	Vandenberg	Estados Unidos	34° 36 N	120° 36 W
2	Edwards	Actualmente inoperativa			
3	Wallops Island	Wallops	Estados Unidos	37° 51 N	75° 28 W
4	Eatern Range	Cabo Cañaveral	Estados Unidos	28° 30 N	80° 33 W
5	Kourou Launch Center	Kourou	Guayana (Europa)	5° 12 N	52° 46 W
6	Alcantara Launch Center	Alcantara	Brasil	2° 17 N	44° 23 W
7	Hammaguir	Hammaguir	Argelia (Francia)	31° N	8° W
8	Torrejón	Destinada a otros usos			
9	Andøy	Andøy	Noruega	69° N	16° E
10	Plesetsk	Plesetsk	Rusia	62° 48 N	40° 24 E
11	Kapustin Yar	Kapustin Yar	Rusia	48° 24 N	45° 48 E
12	Palmachim	Palmachin	Israel	31° 30 N	34° 30 E
13	San Marco Launch Platform	San Marco	Kenia (Italia)	2° 56 S	40° 12 E
14	Tyuratam (Baikonur)	Tyuratam	Rusia	45° 54 N	63° 18 E
15	Sriharikota	Sriharikota	India	13° 47 N	80° 15 E
16	Jiuguan Satellite Launch Center	Jiuguan	China	40° 36 N	99° 54 E
17	Xichang Satellite Launch Center	Xichang	China	28° 15 N	102° E
18	Taiyuan Satellite Launch Center	Taiyuan	China	37° 30 N	112° 36 E
19	Svobodny	Svobodny	Rusia	51° 24 N	128° 18 E
20	Kagoshima Space Center	Kagoshima	Japón	31° 15 N	131° 05 E
21	Tanegashima Space Center	Tanegashima	Japón	30° 24 N	130° 58 E
22	Woomera Launch Site	Woomera	Australia	31° 60 S	136° 48 E

Para evitar en la mayoría de lo posible los desplazamientos largos que impliquen un aumento del presupuesto, en un primer análisis sólo se tendrán en cuenta aquellas bases que se encuentren en territorio europeo o que se encuentren bajo su jurisdicción. Las bases que cumplen estas características sin estar cerca del ecuador son las bases rusas y la base noruega de Andøy.

Desde la base de Andøya se lanzan normalmente globos estratosféricos para estudiar las corrientes atmosféricas, aunque tiene un cierto carácter militar debido a sus inicios.

La base rusa de Plesetsk tiene actualmente un carácter militar aunque se pueden realizar lanzamientos civiles, pero sólo para órbitas no mayores de unos  $80^\circ$  (en la actualidad se están realizando mejoras para poder lanzar satélites a órbitas heliosíncronas y polares).

La base de Kapustin Yar ha ido decreciendo su actividad, sobre todo debido a la creación del cosmódromo de Plesetsk, hasta casi desaparecer, aunque el 20 de Junio de 2008 se lanzó desde esta base el programa Orbcomm de comunicación mediante microsátélites.

Por último, la base de Baikonur (o Tyuratam) es la más grande y una de las más antiguas bases de Rusia, a pesar de estar en territorio kazajo. Desde esta base se han lanzado numerosas misiones, desde órbitas terrestres bajas hasta heliosincrónicas y desde tripuladas hasta no tripuladas, además de disponer de numerosos tipos de vectores o lanzadores para poner en órbita lo que se pretende lanzar, como son los Soyuz, Proton, Dnepr o Zenit.

Por todo ello, se propone la base de Baikonur como base de lanzamiento de este satélite, ya que permite elegir entre una gran variedad de cohetes el que mejor se adapte a nuestras características y además, posee un largo historial de lanzamientos exitosos, experiencia que ayudaría a que esta misión se realice correctamente.

### 4.3 Cosmódromo de Baikonur

El cosmódromo de Baikonur (también conocido como Tyuratam) tiene una extensión de 10625 km<sup>2</sup>, con 15 plataformas de lanzamiento y 5 centros de seguimiento y control. Se encuentra en Kazajistán pero bajo el control de Rusia, que lo tiene alquilado desde la desaparición de la antigua URSS.

Esta base se divide en varias áreas como son la ciudad de Baikonur (la población más al sur de la figura 4.2), donde se encuentra el centro administrativo del cosmódromo. Otra área la componen las plataformas de lanzamiento para los cohetes Tsiklon-2 y Proton (situadas a la izquierda de la imagen y a unos 70 km de Baikonur). En el sector de la derecha de la imagen se encuentra la plataforma de lanzamiento para los cohetes R-7 y Zenit, además de todas las instalaciones necesarias para poder realizar el lanzamiento de éstos, encontrándose aproximadamente a 50 km de Baikonur). Por último, a 30 km al norte de la ciudad, en lo que se puede denominar el área central, se encuentran las instalaciones del Korolev OKB-1, la plataforma denominada “Gagarin” desde donde se lanzaron los Vostok y Soyuz. También en esta zona se encuentra un aeropuerto, algunos hoteles y residencias, museos y las instalaciones para el proyecto N1/Energia.

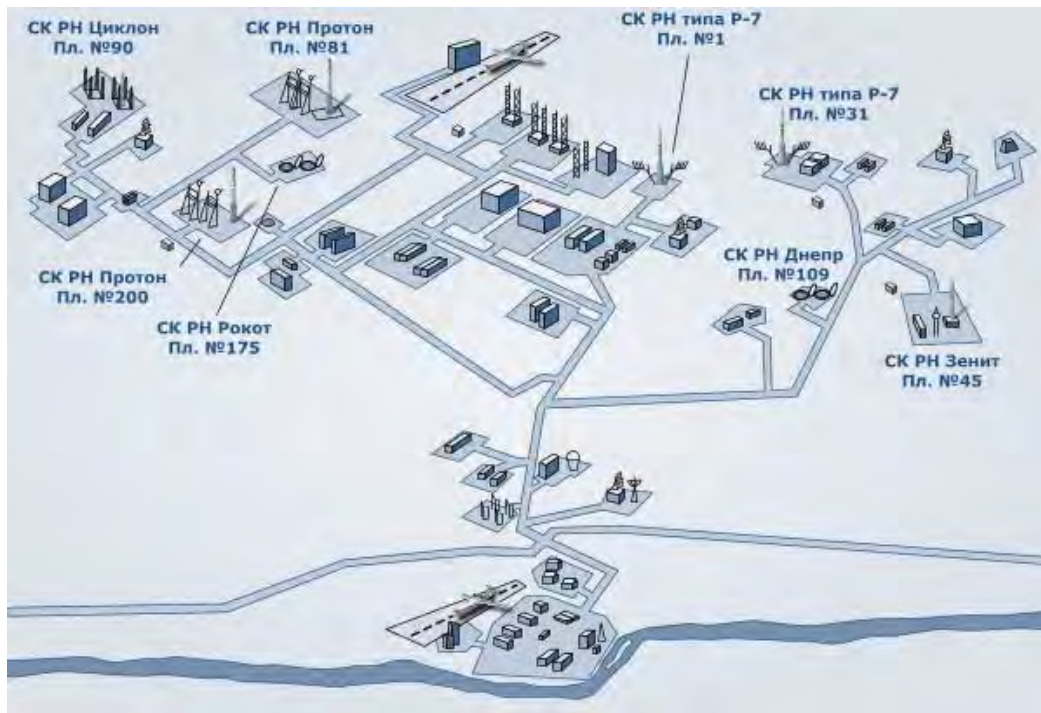


Figura 4.2. Distribución del cosmodromo de Tyuratam [6].

El cosmodromo de Baikonur fue inaugurado en 1955 por la URSS para desarrollar el sistema de guiado por radio del misil R-7, que necesitaba de una red de tres estaciones de radiocontrol a unas distancias comprendidas entre los 150 km y los 300 km. Ésta fue la razón por la que se creó esta nueva base, dada la gran extensión de territorio a su alrededor. No se utilizó la base ya existente de Kasputin Yar, ya que las estaciones de radiocontrol tendrían que haber sido instaladas fuera de sus fronteras. Además, otra razón por la que se eligió esta zona fue la necesidad de que los alrededores fuesen llanos y con poca población en las inmediaciones. Por ello, esta base se instaló en la localidad de Tyuratam. El nombre de Baikonur se debe a una estrategia rusa que pretendía hacer creer a los demás países que esta base se había instalado en el poblado de Baikonur, a 350 km de donde realmente estaba, en Tyuratam. Con el paso del tiempo, y tras crecer el cosmodromo con diversas instalaciones y alojamientos se decidió llamar a ese pueblo Baikonur. Posteriormente se lanzaron desde esta base importantes misiones como las del Sputnik I o el vuelo orbital de Yuri Gagarin. Como ya se ha comentado, Rusia tiene actualmente un contrato con Kazajistán por el cual éste

le cede el cosmodromo en régimen de alquiler hasta 2050 a razón de 115 millones de dólares anuales.

Lo siguiente que hay que determinar es el lanzador que pondrá en órbita el satélite. Para ello se van a analizar los vectores (o lanzadores) más importantes que pueden lanzarse desde el cosmodromo de Baikonur, que es el elegido como base de lanzamiento para este proyecto. Los lanzadores que se van a analizar son el Soyuz, el Dnepr, el Proton y el Zenit.

El lanzador Soyuz pertenece a la familia de los cohetes R-7 y es tradicionalmente uno de los más usados, iniciando su actividad en 1966. En la actualidad, este cohete se está utilizando para transportar suministros a la Estación Espacial Internacional (ISS en sus siglas en inglés) y para lanzamientos con fines comerciales, los cuales son lanzados únicamente desde la estación espacial de la Guayana Francesa.

En cuanto al Dnepr, se trata de un misil ICBM (misil balístico internacional) reconvertido posteriormente en lanzador espacial. Su primer lanzamiento fue en 1999, cuando llevó al satélite UoSAT-12 a una órbita LEO de 650 km de altitud. Este lanzador puede ser lanzado desde las bases de lanzamiento de Baikonur y de Oremburgo (perteneciente al distrito federal del Volga, en Rusia). Una de las principales características del Dnepr es su polivalencia, ya que puede adaptarse fácilmente a numerosas misiones espaciales. El Dnepr puede transportar una carga principal de gran tamaño junto a otras cargas secundarias más pequeñas a órbitas que van desde los 300 km hasta los 900 km, siendo el peso máximo de la carga de pago que puede transportar de 3700 kg.

El lanzador Proton es un cohete ruso que se emplea fundamentalmente para transportar suministros a la Estación Espacial Internacional. En la actualidad, el lanzamiento del Proton desde la base de Baikonur se encuentra suspendido debido a un fallo producido durante el lanzamiento del satélite JCSat-11, de origen japonés, en Septiembre de 2007.

Por último, el lanzador Zenit se desarrolló dentro del programa del cohete Enegia y se encuentra bajo dominio ucraniano, aunque los motores vienen de Rusia. Para no depender del gobierno ucraniano, Rusia está desarrollando un nuevo tipo de cohete denominado Angara, por lo que la disponibilidad de este cohete para ser lanzado desde Baikonur será cada vez menor.

Por todo ello, se ha elegido como vehículo lanzador del satélite de estudio el Dnepr. Las razones principales por las que se ha optado por este lanzador son su posibilidad de portar cargas secundarias y los lanzamientos exitosos que se han llevado a cabo a órbitas heliosincrónicas.

#### **4.4 Dnepr**

El sistema de lanzamiento espacial (SLS en sus siglas en inglés) Dnepr, también llamado Dnepr-1, está diseñado para lograr un lanzamiento óptimo, ya sea con un vehículo espacial o varios, a órbitas desde los 300 km hasta 900 km de altitud inclinadas  $50,5^{\circ}$ ,  $64,5^{\circ}$ ,  $87,3^{\circ}$  o  $98^{\circ}$ .

El Dnepr está basado en el misil SS-18, el ICBM más potente del mundo. Su principal característica es su fiabilidad, de los 159 lanzamientos que se han efectuado, el 97% se realizaron satisfactoriamente. La única diferencia destacable respecto al SS-18 original ha sido la incorporación de un módulo espacial, el SHM, en cuyo interior se aloja la carga útil. Este hecho ha permitido que la conversión del SS-18 como lanzador espacial sea rápida y barata. Actualmente, se encuentran disponibles alrededor de 150 lanzadores Dnepr que tienen su base en el cosmódromo de Baikonur, donde se encuentran las instalaciones de procesamiento y lanzamiento, la zona de caída y el centro de control de tierra.

El desarrollo de este sistema de lanzamiento lo lleva a cabo la Compañía Espacial Internacional (ISC en sus siglas en inglés) Kosmotras que se fundó en 1997 gracias a la ayuda de las agencias espaciales rusa y ucraniana.

#### 4.4.1 Descripción general del Dnepr

Como se comentó anteriormente, el Dnepr es un vehículo lanzador con un módulo espacial en la parte delantera (SHM, *Space Head Module*) formado por 3 etapas. Las etapas primera y segunda son iguales que en el SS-18, la primera cuenta con cuatro motores de una sola cámara mientras que la segunda cuenta con un motor principal de una cámara y un propulsor de cuatro cámaras. La tercera etapa varía respecto a la del SS-18 en relación al sistema de control, ya que el uso con el que diseñó originalmente ha variado.

Por otro lado, el SHM se encuentra situado en la parte superior de la tercera etapa y está formado por una sección intermedia, un carenado, un adaptador, una membrana protectora y un GDS o un EPM (dependiendo de las necesidades de la misión). El diámetro de la base del SHM es de 3000 mm y su altura puede ser de 5250 mm o de 6100 mm, según el tamaño del vehículo espacial que se vaya a poner en órbita.

La sección intermedia es cilíndrica y está compuesta de dos plataformas, la plataforma A que está unida al carenado y la plataforma B que está unida a la tercera etapa. El carenado es la parte superior del SHM, y su estructura está formada por cuatro conos. El adaptador es una estructura cónica sobre la que se colocan el vehículo espacial y la membrana de protección que aislará la envoltura de la carga de pago de los sistemas de telemetría y control del sistema de lanzamiento. La envoltura de la carga de pago es el lugar disponible dentro del SHM donde los vehículos espaciales pueden colocarse, siendo su volumen inferior al del SHM. Por último, y según sean las características del vehículo espacial, el SHM puede tener dos configuraciones distintas: Si se instala el GDS (escudo de gas dinámico, *gas dynamic shield*) se le denomina configuración 1, y si se instala el EPM (módulo de carga de pago encapsulada, *encapsulated payload module*) se le denomina configuración 2.

En las figuras 4.3 y 4.4 se pueden observar las partes de las que se compone el SHM así como las dos posibles configuraciones que puede tener, estando representado en ambos casos el SHM en su medida de 5250 mm.



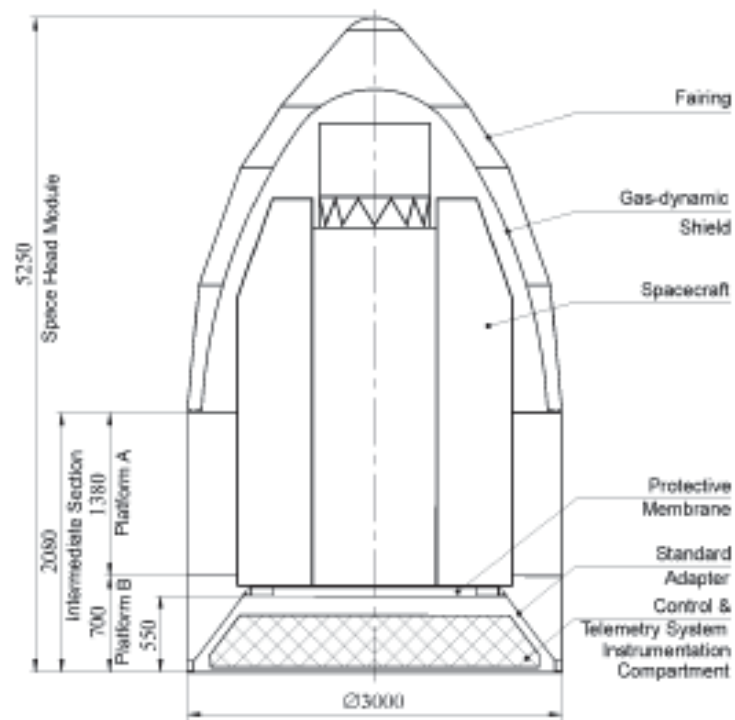


Figura 4.3. Esquema del SHM con la configuración 1 [9].

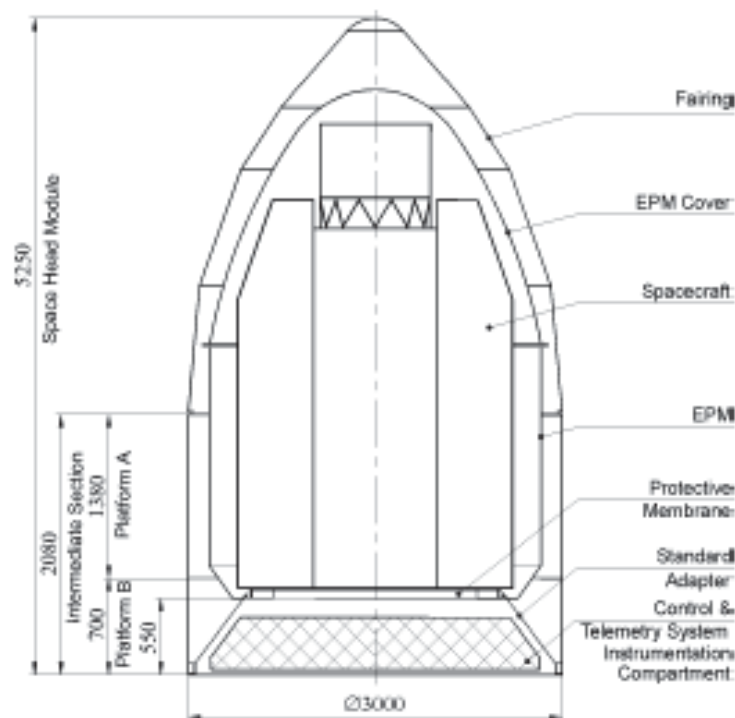


Figura 4.4. Esquema del SHM con la configuración 2 [9].

Sin embargo, las dos figuras mostradas anteriormente corresponden a configuraciones en las que se transporta un único vehículo espacial. Si por el contrario, los vehículos espaciales que deben ser lanzados son pequeños, como pueden ser los satélites, el SHM puede configurarse según sea el número y tamaño de dichos vehículos espaciales. Una posible configuración es la mostrada en la figura 4.5.

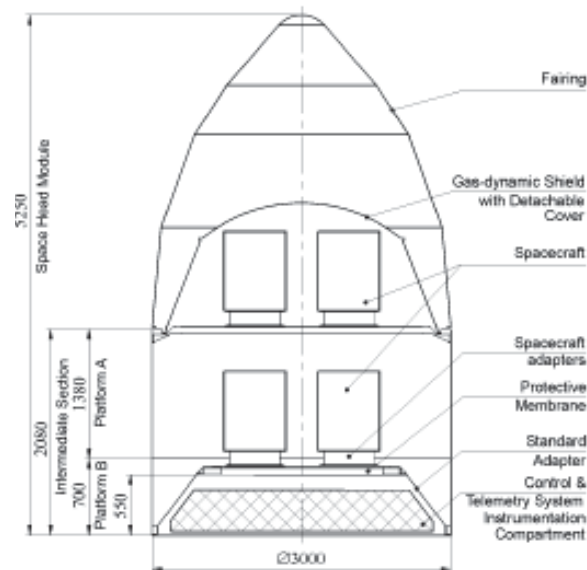


Figura 4.5. Adaptación del SHM para varios vehículos espaciales [9].

Por último, en la figura 4.6 se muestra un esquema básico del lanzador Dnepr.

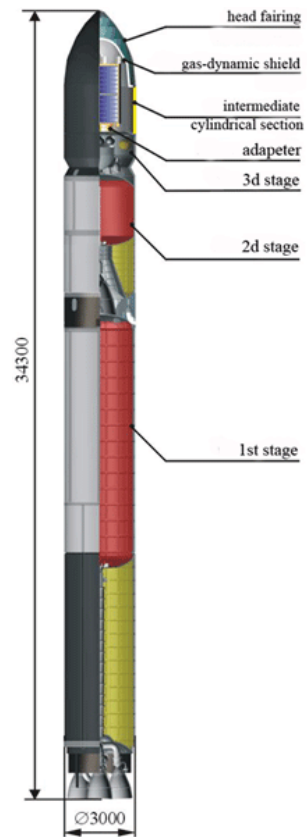


Figura 4.6. Esquema del Dnepr [9].

#### 4.5 Bibliografía

- [1] <http://www.spacetoday.org/Rockets/Spaceports/LaunchSites.html>
- [2] <http://www.globalsecurity.org/space/world/russia/dnepr.htm>
- [3] "Space Mission Analysis and Design". Wiley J. Larson, James R.Wertz
- [4] <http://www.rocketrange.no>
- [5] <http://stratocat.com.ar>
- [6] <http://www.roscosmos.ru/PictFiles/baykonur.jpg>
- [7] <http://www.espacial.org/astronautica/miscelaneas/baikonur.htm>
- [8] <http://www.russianspaceweb.com/index.html>
- [9] "Space Launch System DNEPR, User's Guide".

# Capítulo 5

## Carga de pago

### 5.1 Introducción

En este capítulo se describe el equipamiento que se instalará en el satélite propuesto. Se ha seleccionado una tecnología ya probada en anteriores misiones y que haya demostrado ser fiable y segura. Así, se ha escogido directamente la instrumentación utilizada en el satélite Demeter [2]. En fases posteriores del proyecto se evaluará la necesidad de incluir nuevos instrumentos o mejorar algunos de los ya presentes.

Los sistemas que se incorporarán en el satélite son los denominados ICE, IMSC, IAP, IDP e ISL, con los que se pretende determinar el campo eléctrico, el campo magnético y la energía de las partículas que se encuentran en la atmósfera. A continuación se exponen las características más importantes de dichos dispositivos.

### 5.2 ICE

El sistema ICE (*Instrument Champ Electrique*, en sus siglas en francés) es un sensor esférico capaz de medir en las tres componentes del campo eléctrico y las ondas electrostáticas, ya sean de corriente continua o de corriente alterna. Con este instrumento se pretenden detectar las ondas electromagnéticas que se producen durante los movimientos tectónicos, y de esa manera predecir con gran exactitud cuándo se producirá el terremoto y su intensidad. Para ello, se van a incorporar 4 sensores esféricos, optimizados para medir en las tres componentes del campo eléctrico señales que se encuentren en el rango de frecuencias ULF (*Ultra Low Frequency*, en sus siglas en inglés), ELF (*Extremely Low Frequency*) y VLF (*Very Low Frequency*).



Figura 5.1. El sistema ICE [7].

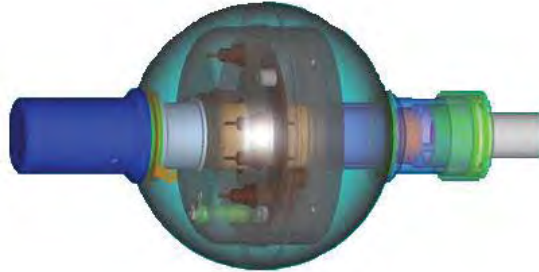


Figura 5.2. Detalle de un sensor esférico [1].

### 5.3 IMSC

El IMSC (*Instrument Magnetic Search Coil*, en sus siglas en inglés), también conocido como SCM (*Search Coil Magnetometer*, en inglés), trata de medir las fluctuaciones de baja frecuencia del campo magnético terrestre y las ondas en la magnetosfera terrestre<sup>1</sup> para determinar qué factores provocan las subtormentas (véase capítulo 2), y de esta manera establecer una relación entre los datos recogidos y el lugar donde se producen esas subtormentas. El IMSC se compone de tres antenas magnéticas ortogonales (un tipo de bobina detectora) unidas a una unidad pre-amplificadora, cuya misión es la de amplificar las tres señales antes de filtrarlas y realizar la conversión analógico-digital. Cada antena posee un núcleo de permalloy, aleación magnética compuesta de níquel y acero, sobre el cual se enrollan la bobina principal y secundaria. El objetivo de esta segunda bobina es retroalimentar el flujo creando una respuesta, de frecuencia plana, centrada en la frecuencia de resonancia de la bobina principal [3].

---

<sup>1</sup> La magnetosfera o magnetósfera, es la región más externa de la atmósfera extendiéndose desde los 500 km hasta los 60000 km de altura.



Figura 5.3. Sistema IMSC [4].

#### 5.4 IAP

El IAP (*Instrument Analyseur Plasma*, en sus siglas en francés) se ha diseñado para poder definir el estado del plasma de la ionosfera, y está a su vez formado por dos analizadores, el APR y el ADV.

El APR (*Analyseur à Potentiel Retardateur*, en sus siglas en francés) determina la densidad, la temperatura y la energía de los iones de la ionosfera, siendo los más importantes:  $H^+$ ,  $He^+$ ,  $O^+$ ,  $N_2^+$ ,  $NO^+$  y el  $O_2^+$  (los tres últimos sólo surgen cuando se produce una tormenta magnética).

El ADV (*Analyseur pour Direction de Vitesse*, en sus siglas en francés) proporciona la dirección del vector velocidad y el ángulo de incidencia de los iones.

## 5.5 IDP

El objetivo del sistema IDP (*Instrument Détection Particules*, en sus siglas en francés) es medir los flujos de energía y los cambios de trayectoria de las partículas dentro del rango: 60 keV – 600 keV. Se ha comprobado experimentalmente que cuando las partículas de gran energía interaccionan con las ondas del cinturón de radiación terrestre, el ángulo entre el vector velocidad de las partículas y el campo magnético varía. Por lo tanto, las partículas pueden ascender hasta una altura donde puedan precipitar [2]. Y este cambio de trayectoria de las partículas, junto con su variación de energía, es lo que indica que pronto se producirá un seísmo.

El diseño del IDP, figura 5.4, consta de varias partes: un colimador de aluminio, que permite cambiar la divergencia de una radiación haciendo que el eje óptico de la lente coincida con el rayo central del aparato, una fina lámina de aluminio, que evita la entrada de los protones con una energía mayor a 600 keV, y por último, un detector fabricado en silicio y con un diámetro de 1 mm que será el que medirá la energía de las partículas.



Figura 5.4. Cuerpo del IDP [2].

## 5.6 ISL

El ISL (*Instrument Sonde de Langmuir*, en sus siglas en francés) se compone de dos sondas Langmuir<sup>2</sup>, una de ellas cilíndrica y otra esférica, que permiten medir la densidad y la temperatura de los electrones del plasma mediante la curva intensidad-voltaje (determinada en la sonda cilíndrica).

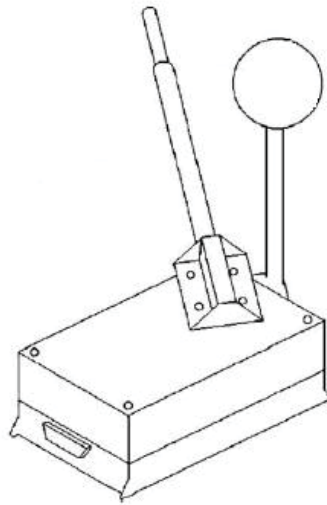


Figura 5.5. Vista general de las dos sondas Langmuir [6].

Con los datos que se recojan con estos sistemas, se realizarán diversos estudios que permitan relacionar los valores obtenidos durante el terremoto con sus valores precedentes para poder predecir con suficiente antelación cuándo se producirá otro seísmo. Por ello, y con vistas a obtener una base de datos suficiente para trabajar posteriormente, se ha estimado la duración de la misión en 5 años.

---

<sup>2</sup> Nombrada así en honor al físico Irving Langmuir.



## 5.7 Bibliografía

- [1] “ICE, the electric field experiment on DEMETER”. J.J. Berthelier, M. Godefroy, F. Leblanc, M. Malingre
- [2] <http://demeter.cnrs-orleans.fr/>
- [3] “The magnetic field experiment IMSC and its data processing onboard DEMETER: Scientific objectives, description and first results”. M. Parrot, D. Benoist, J.J. Berthelier
- [4] [http://www.nasa.gov/mission\\_pages/themis/spacecraft/SCM.html](http://www.nasa.gov/mission_pages/themis/spacecraft/SCM.html)
- [5] <http://www.astromia.com/glosario/magnetosfera.htm>
- [6] <http://terezka.ufa.cas.cz/pt/lebral06.pdf>
- [7] <http://taranis.laemos.ipsl.fr/image/Demeter.pdf>

# Capítulo 6

## Control de actitud

### 6.1 Introducción

En este capítulo se muestra el funcionamiento del control de actitud del satélite propuesto, aunque la explicación también es válida para otros vehículos espaciales. También se detallan las principales características de los sistemas más importantes que se encuentran en el mercado, y los dos métodos por los cuales se puede controlar la actitud de los satélites, el método pasivo y el activo. Por último, se muestra cuál ha sido el sistema de control de actitud elegido para este satélite.

Gracias al control de actitud se puede determinar la orientación del satélite de estudio en el espacio con respecto a unos ejes de referencia inercial definidos con anterioridad. Para ello, se van a definir unos ejes ligados al satélite como pueden ser los mostrados en la figura 6.1, en el que el eje  $X$  es paralelo al vector velocidad del sólido, el eje  $Z$  es paralelo al vector gravedad, y el eje  $Y$  es perpendicular al plano orbital. En dicha figura también se puede observar como la actitud del sólido queda descrita por los ángulos de cabeceo (*pitch*), giro sobre el eje  $Y$ , guiñada (*yaw*), giro sobre el eje  $Z$ , y alabeo (*roll*), giro sobre el eje  $X$ .

El control de actitud (ACS, *Attitude Control System*) es uno de los sistemas más importantes del satélite de estudio ya que el funcionamiento de los equipos embarcados en él depende de la posición específica que se tenga respecto a la Tierra y también respecto al Sol. Por ejemplo, la orientación del satélite será distinta durante el envío de datos a la estación de seguimiento que durante la medición de datos cuando se ha detectado actividad sísmica. El control de actitud también evita que las perturbaciones exteriores, como pueden ser las debidas a la atracción gravitatoria, a la radiación solar,... provoquen que el satélite se desvíe angularmente de su posición correcta respecto a los ejes definidos.

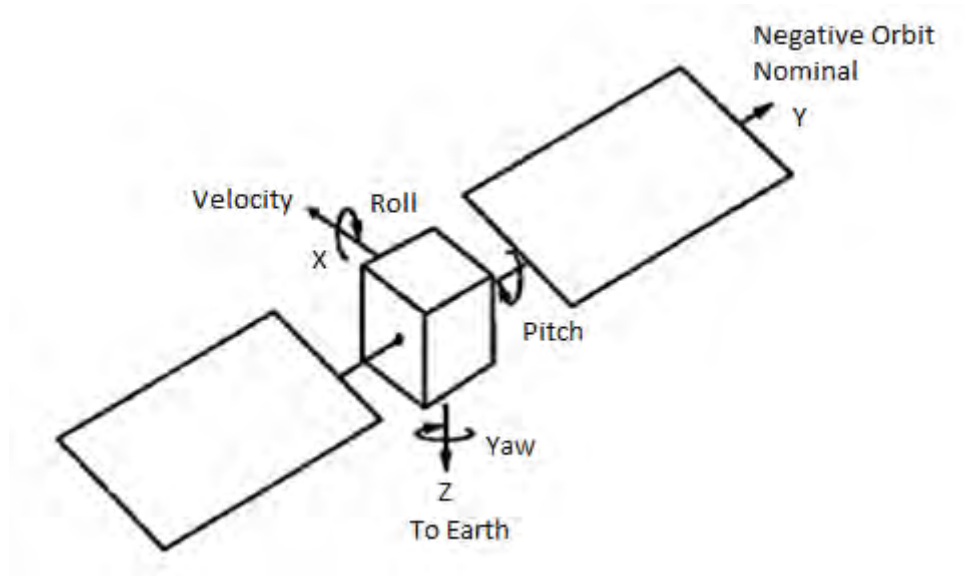


Figura 6.1. Ejes empleados en el vehículo espacial con sus ángulos [6].

El funcionamiento de cualquier sistema de control de actitud es sencillo: primero, unos sensores de actitud, como pueden ser giróscopos o sensores solares, miden la actitud del satélite respecto a una referencia. En el caso de que se haya detectado una desviación en la orientación del satélite, los torques o actuadores, que pueden ser impulsores, ruedas de reacción o volantes de inercia, corrigen la actitud con la ayuda de un software que determina la dirección y la magnitud del torque<sup>3</sup> que hay que aplicar.

A continuación se muestran con mayor detalle los distintos tipos de sensores, actuadores y software que se encuentran en el mercado para poder elegir de esta manera el más adecuado para el satélite propuesto.

---

<sup>3</sup> Hace referencia a un momento de una fuerza sobre el centro de masas, a un par.

## 6.2 Sensores del control de actitud

Como se ha mostrado anteriormente, los sensores sirven para determinar la posición del satélite respecto a una referencia conocido como puede ser el Sol o la Tierra. Esta determinación de la actitud se consigue gracias a que los sensores detectan y miden la rotación de la referencia sobre un sistema de ejes, determinan el vector Sol (Tierra)-satélite y miden la aceleración rotacional y lineal del satélite.

Los dos tipos de sensores más empleados son:

- Ópticos: determinan la actitud del satélite debido a que hayan la dirección relativa de nuestro satélite con respecto a un cuerpo, como puede ser el Sol, una estrella o la Tierra.
- Mecánicos: miden la velocidad angular del satélite respecto a un sistema de referencia inercial.

Otros tipos de sensores que también se pueden emplear son los sensores magnéticos. Estos sensores sólo se pueden emplear en vehículos espaciales que orbiten alrededor de órbitas bajas debido a que en este tipo de órbitas la intensidad del campo magnético del cuerpo sobre el que está orbitando es grande. Para calcular la actitud, emplean un magnetómetro que mide el vector campo magnético en el sistema de ejes cuerpo, y al compararlo con el campo magnético teórico en los ejes fijos, calcula la actitud. Por último, también se pueden encontrar satélites que emplean sistemas GPS para hallar la actitud. Su funcionamiento se basa en el empleo de varias antenas que envían y reciben señales calculando la diferencia entre ellas, teniendo por lo general un peso de 3 kg y una potencia aproximada de 2 W [4].

### 6.2.1 Sensores ópticos

#### *Sensores de radiación solar*

Con este sensor se determina la dirección en la que se encuentra el Sol. Para ello, incorporan una cámara oscura con unos detectores fotoeléctricos al final de la cámara que determinan el ángulo relativo de incidencia de los rayos solares, con una precisión de  $0,5^\circ$  (el diámetro angular del Sol). Sin embargo, para medir la dirección de los rayos del Sol hacen falta conocer dos ángulos, por lo que se utilizan dos sensores situados de forma perpendicular. Generalmente se utilizan para posicionar los paneles solares o durante la inicialización de la actitud. El peso de estos sensores ronda los 0,3 kg y tienen un consumo constante de potencia de 0,5 W [4].

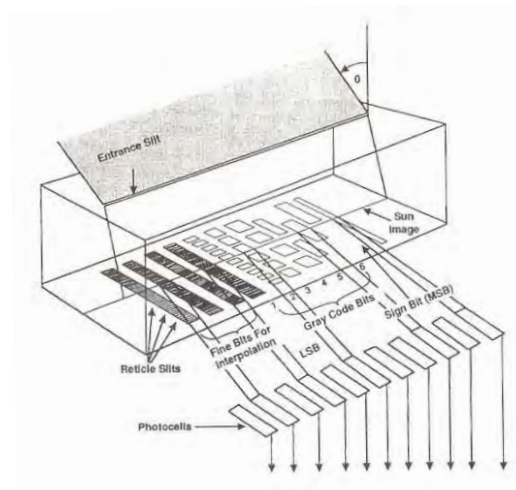


Figura 6.2. Esquema de la cámara oscura [4].

Dentro de los sensores de radiación solar destaca el sensor digital de aspecto solar, o DSAD por sus siglas en inglés, que se caracteriza por tener una precisión mayor. Para ello, utiliza una celda de sensores fotoeléctricos capaces de determinar el ángulo y la intensidad de la radiación incidente. Así, este tipo de sensor también puede hallar la dirección en la que se encuentra el centroide del Sol al conocer tanto la dirección como el ángulo de máxima intensidad.

### *Sensores de horizonte terrestre*

Los sensores de horizonte terrestre permiten determinar la dirección en la que se encuentra la Tierra gracias a que la Tierra refleja la radiación solar en el espectro infrarrojo. Dentro de este tipo de sensores se pueden diferenciar entre los sensores de horizonte terrestre estáticos, los cuales están formados por un anillo de sensores infrarrojos que detectan la silueta del horizonte, y los de barrido. Estos últimos emplean un espejo en rotación que permite barrer un cono, en el que, para calcular el horizonte terrestre, miden la diferencia entre las emisiones infrarrojas que se producen en la Tierra y en el espacio exterior. Este sistema es más adecuado para aquellos vehículos espaciales que tengan un movimiento de spin al tratarse de un instrumento de escáner, ya que si el vehículo espacial usa un sistema triaxial necesitaría una cabeza lectora. En cuanto a la precisión, varía de los  $0,1^\circ$  para órbitas LEO hasta los  $0,01^\circ$  de las GEO, su peso está comprendido entre los 2 y 7 kg y consume entre 5 y 10 W [4].

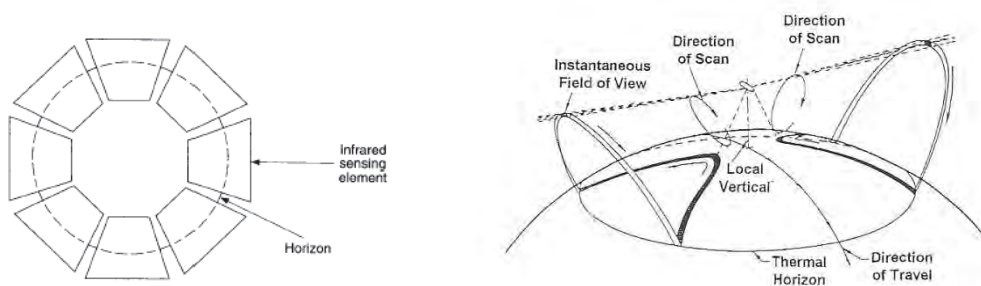


Figura 6.3. Sensor de horizonte terrestre estático, izquierda [2], y de barrido, derecha [4].

### *Sensores de estrellas*

Su funcionamiento es parecido a los anteriores con la diferencia de que en este caso determina la dirección en la que se encuentra una estrella definida con anterioridad o un grupo de ellas, en cuyo caso las posiciones de cada una deben ser comparadas con mapas estelares. El problema de este tipo de sensor es que la intensidad emitida por

las estrellas suele ser baja, comparándola con la del Sol, por lo que se requiere equipar instrumentos que tengan una gran sensibilidad.

### 6.2.2 Sensores mecánicos

Estos sensores miden la velocidad del satélite mediante el uso de giróscopos. Los giróscopos son instrumentos de precisión que detectan pequeñas rotaciones con respecto al espacio inercial. Su funcionamiento está basado en el principio de que cuando un par es aplicado a una rueda giratoria, ésta realiza un movimiento de precesión, esto es, cuando un par tiende a cambiar la orientación del eje de rotación, éste cambia la orientación en una dirección perpendicular. Este proceso se puede observar en la figura 6.4, donde se muestra cómo el par de precesión  $T$  es provocado por la fuerza  $F$  de la rueda que gira.

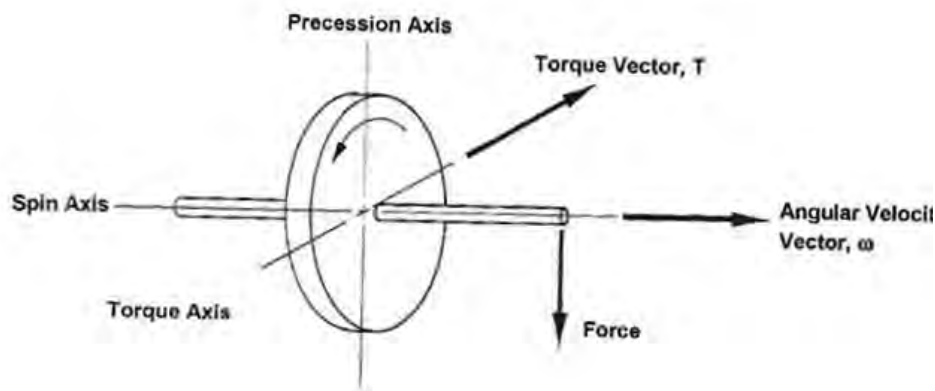


Figura 6.4. Esquema de funcionamiento de un giróscopo [4].

El rendimiento de los giróscopos está determinado por la sensibilidad, el alcance y la magnitud del error que puede cometer el instrumento. Por lo general, la sensibilidad es inversamente proporcional al alcance, por lo que muchos modelos disponen de

varios programas de funcionamiento, que dependiendo de los requerimientos necesarios, proporcionan una gran sensibilidad con un bajo alcance o viceversa.

Entre los problemas que presentan los giróscopos, el principal es que miden velocidades angulares. Esto obliga a integrar en el tiempo la velocidad medida para obtener la actitud. Por ello, aunque los giróscopos tengan una gran precisión, durante el proceso de integración se pueden cometer errores que afectarán a la medida final necesiéndose de otros tipos de sensores que corrijan este error.

Existen multitud de giróscopos en el mercado, entre los que destacan los de un grado de libertad y los de dos grados de libertad.

Los giróscopos de un grado de libertad tienen un único soporte, o cardan, y pueden girar únicamente alrededor de un eje. Por otro lado, los giróscopos de dos grados de libertad se caracterizan porque la rueda del giróscopo está unida al cardan interior (*inner gimbal*) mediante cojinetes, y el cardan a su vez se une al cardan exterior (*outer gimbal*) mediante otros cojinetes. La disposición del cardan permite libertad de giro con respecto al cardan interior, y el movimiento de éste se mide por los ejes  $x$  e  $y$ . Dentro de este tipo de giróscopos se pueden encontrar varios diseños que reducen la fricción y mejoran la precisión.

También existen otros modelos, aparte del giróscopo de tres grados de libertad, como son el giróscopo con un rotor y una cámara con una fina capa de gas, y el giróscopo formado por un anillo láser. Este último calcula la diferencia de frecuencia entre dos rayos láser contrarrotarios, y su principal característica es que tiene una gran fiabilidad al tener pocas partes móviles.

Los giróscopos pueden utilizarse de dos formas posibles: como balancín y de forma fija (pudiendo tener ambos uno o dos grados de libertad). En el primer caso, el soporte exterior está fijo al vehículo, dejándose rotar a las articulaciones libremente permitiendo medir las velocidades angulares. En el caso de los giróscopos fijos, también conocidos como *strap-down*, van fijados al vehículo espacial. En este caso, se intenta mantener el giróscopo en la posición inicial mediante la aplicación de momentos de valor conocido y de esa forma conseguir que la velocidad angular



relativa sea cero. La ventaja de este sistema es su simplicidad, su bajo consumo de potencia y su bajo peso.

### **6.3 Actuadores del control de actitud**

Los actuadores son los encargados de devolver al satélite a su posición correcta, corrigiendo la desviación que han medido los sensores. Entre los distintos tipos de actuadores que existen destacan los propulsores, las ruedas y volantes, los magnetopares, y los elementos estructurales.

#### **6.3.1 Propulsores**

Su funcionamiento consiste en la expulsión de masa a alta velocidad, creando un momento que modifica la orientación del satélite. Son uno de los actuadores más utilizados en los vehículos espaciales ya que permiten correcciones de gran magnitud en un breve período de tiempo.

Lo ideal sería que el vector empuje pasase por el centro de masas para que de esa forma no se viese afectada la órbita, sin embargo, en la práctica se produce un pequeño error que provoca que el par perturbe la trayectoria de la órbita, necesiándose la ayuda de otros sistemas para contrarrestar esa desviación. A la hora de instalarlos, por lo general, se montan en grupos sobre la superficie del vehículo espacial según diferentes direcciones para que proporcionen torques en las tres direcciones.

En cuanto a los tipos de propulsores se pueden distinguir tres:

- Gas frío: Son los más sencillos y se usan mayoritariamente en vehículos espaciales pequeños que necesitan impulsos de unos pocos de cientos N/s.
- Bipropulsor: Son los más caros y complejos. Se utilizan para el control de la trayectoria, y en ocasiones para la actitud.

- Monopropulsante de hidracina: Es el propulsor más utilizado ya que aporta impulsos aceptables sin ser demasiado complejo.

Si se compara este tipo de actuador con los magnéticos (explicados más adelante), el impulso que pueden ejercer los propulsores es independiente de la altura a la que se encuentre el vehículo espacial, y además, no existe un límite en la magnitud que se puede aplicada. Sin embargo, estos actuadores son caros y para su funcionamiento necesitan combustible, por lo que su funcionamiento es limitado. Por otro lado, al tratarse de un sistema no continuo, necesitan de un sistema de encendido y apagado que limite su ciclo de uso.

### 6.3.2 Ruedas y volantes

Son dos sistemas de control de actitud muy empleados en la industria aeroespacial. Todos ellos están constituidos de una forma similar: poseen un disco de elevada inercia y un motor eléctrico que lo hace girar a la velocidad adecuada. Sin embargo, los usos que puede tener cada sistema son diferentes. Por ejemplo, se pueden utilizar para proporcionar rigidez, para soportar pares o para permitir operaciones de una revolución por órbita en las misiones orientadas a la Tierra. Por ello, se pueden dividir en tres grandes grupos:

Los giróscopos de control de momentos, o CMG (*Control Moment Gyros*), son unos volantes de inercia de velocidad constante con uno o dos grados de libertad en la rotación. Su funcionamiento se basa en que al girar el CMG se produce un par de reacción sobre el satélite debido a la conservación del momento angular. Comparándolo con las ruedas de reacción, que más adelante se verán, los CMG son más pesados, más grandes y con un consumo de potencia mayor.

Los volantes de inercia están diseñados para trabajar de forma parcial. Funcionan absorbiendo el momento angular que produce la rotación del disco. La diferencia entre los volantes de inercia y las ruedas de reacción es que los volantes de inercia se utilizan para rotaciones permanentes a la velocidad de estabilización giroscópica.

Las ruedas de reacción son unos volantes pequeños movidos por un motor de corriente continua que intercambia el impulso con el satélite y de esa manera modificar la velocidad de la rueda. Este tipo de rueda se utiliza principalmente cuando se necesitan una serie de intercambios de impulsos positivos y negativos, como por ejemplo cuando se realizan maniobras en la actitud de crucero para dirigirse a un lugar concreto y luego volver a la posición de crucero de nuevo. Hay modelos que emplean ruedas de reacción en cada uno de los tres ejes principales del satélite, por lo que la ley de control es lineal en cada eje. Sin embargo, es más práctico utilizar un cuarto de rueda colocada de forma oblicua en todos los ejes para que el fallo de una rueda pueda ser absorbido por la rueda redundante, siendo este sistema más efectivo que colocar tres ruedas redundantes.

#### 6.3.3 Magnetopares o varillas magnéticas

Este tipo de actuadores utilizan el campo magnético de la Tierra, o de otro planeta, para generar una fuerza en el vehículo espacial. Su estructura es básicamente un rollo de alambre que se enrolla alrededor una varilla, generalmente de unos pocos centímetros de diámetro y de un metro de largo. Por lo general, se emplean en órbitas LEO por su mayor cercanía al campo gravitatorio del cuerpo sobre el que está orbitando. Sus dos usos principales son conseguir la actitud deseada orientando el satélite como si fuese una brújula, y como complemento de las ruedas de reacción para descargarlas de momento angular.

#### 6.3.4 Elementos estructurales

Se trata de un sistema de control de actitud cuyo funcionamiento se basa en el comportamiento de las partes móviles que se encuentran en el interior del satélite. Los dos usos principales de este sistema de control de actitud son modificar el momento de inercia, gracias a los movimientos de las partes móviles, y detener rápidamente una rotación, mediante la expulsión de masa.

## **6.4 Software**

En esta sección se muestran cuáles son las necesidades a nivel computacional del control de actitud, y por qué en muchos casos no se utiliza un ordenador por cada subsistema embarcado. En el capítulo 10 se desarrolla este tema con mayor detalle.

Como en cualquier otro sistema, los ordenadores de control de actitud evolucionan continuamente. Los principales objetivos de esta evolución son conseguir un procesamiento de datos más rápido que permita realizar la acción correctora en menor tiempo, mejorar la comunicación con la estación terrestre y conseguir una mayor potencia que permita incrementar la autonomía del vehículo espacial.

Por otro lado, en muchos satélites y vehículos espaciales se utiliza un ordenador central para el sistema de telemando y de control de actitud. Este tipo de diseño tiene sus pros y sus contras. Entre las ventajas de utilizar un único ordenador se encuentran la ligereza, el coste y la posibilidad de utilizar un hardware más sencillo. Las desventajas son que, aunque el hardware puede ser sencillo, el software es más complejo, pero sobre todo, las necesidades de cada sistema son diferentes. Mientras que en el sistema de control de actitud se necesita un ordenador con una gran rapidez, en el sistema de telemando se requiere un ordenador de gran memoria y con capacidad de manejo de archivos. Además, con dos ordenadores diferentes se tiene una mejor protección contra posibles fallos ya que el ordenador de uno de los sistemas podría controlar el otro sistema en caso de que su ordenador fallase.

## **6.5 Métodos pasivos**

El término pasivo puede tener dos significados, uno energético y otro estructural. En el primer caso, el término pasivo hace referencia a que el sistema de control no necesita ninguna fuente de potencia para funcionar. Si por el contrario, el término pasivo tiene un carácter estructural, se quiere dar a entender que el sistema de control actúa gracias a la ayuda de un efecto natural o físico, sin necesidad de instalar un sistema de

procesamiento de datos. A continuación se muestran los sistemas de control pasivo más importantes.

#### 6.5.1 Estabilización por rotación

En este tipo de estabilización, el satélite gira constantemente sobre el eje de rotación, también llamado de *spin*, y que por lo general suele ser el eje  $z$ . Lo más común es que este tipo de estabilización se emplee en satélites que tengan simetría de revolución. Si se desea que el satélite sea estable, la rotación debe realizarse alrededor del eje mayor para que cuando la rotación se vea perturbada, la perturbación no aumente. Si por el contrario, la rotación se produce alrededor del eje intermedio, la rotación será inestable ya que la perturbación aumentaría, alejando el eje instantáneo del eje intermedio. Sin embargo, este razonamiento varía cuando se produce disipación de energía porque provoca que el eje menor sea inestable [2].

Con este sistema de control de actitud, los satélites se aprovechan de la resistencia que presentan los cuerpos giratorios a los momentos perturbadores. Esta resistencia se denomina rigidez giroscópica. En el caso de que un par afecte al satélite según una dirección paralela al vector cantidad de movimiento, sólo se vería afectada la velocidad de rotación, no la actitud del vehículo espacial. Sin embargo, si el par actúa de forma perpendicular al vector cantidad de movimiento, el eje de rotación se ve afectado por un movimiento de precesión que obliga a utilizar propulsores para devolver al satélite a su posición correcta. En el caso de que el satélite tuviese que realizar maniobras, éstas deben efectuarse de forma lenta y siempre debe consumirse un poco de energía debido a la estabilidad inherente en este tipo de satélites. Por otro lado, si se desea realizar una traslación, los movimientos que se tienen que realizar deben ser paralelos al eje de rotación.

Las ventajas de este sistema de control son su simplicidad, su bajo coste y la posibilidad de realizar pocas maniobras. El ahorro de dinero se consigue gracias a que estos sistemas no necesitan ni giróscopos, ni dispositivos de intercambio de momentos, ni ordenadores de abordo ya que sólo se necesita controlar un eje.

En cuanto a las desventajas que presenta utilizar este tipo de estabilización, se encuentran la baja precisión de apuntado, de  $0,3^\circ$  a  $1^\circ$  [4], la baja maniobrabilidad y la necesidad de realizar un severo control de los momentos de inercia. Como se comentó anteriormente, si se quiere que el satélite sea estable en su movimiento, su eje de rotación debe ser el de mayor momento de inercia, de ahí la necesidad de controlar constantemente este parámetro. Para ello, la relación de momento de inercia debe estar por encima de 1, siendo lo más común utilizar una relación de 1,2. Otro inconveniente es la baja eficiencia que se consigue en los paneles solares, como mucho del 32%. Esto se debe a que un cuerpo en rotación por lo general tiene forma cilíndrica, y el único lugar donde se pueden colocar los paneles solares es en la superficie exterior. Pero al estar girando constantemente, no todos los paneles se encuentran permanentemente orientados al Sol, por lo que la intensidad solar captada no será la idónea.



Figura 6.5. Ejemplo de estabilización por rotación: INTELSAT III [9].

### 6.5.2 Estabilización por doble rotación

Se trata de un tipo de estabilización que se encuentra entre la estabilización por rotación, de la cual toma la simplicidad, y la estabilización en tres ejes, de la cual toma la precisión de apuntado. Lo que caracteriza a los satélites que emplean este tipo de estabilización es que mientras la mayor parte de su masa gira a una cierta velocidad, la plataforma (donde se colocan los instrumentos y antenas) gira a velocidad muy baja para conseguir la mayor precisión posible. Las ventajas de este sistema son su estabilidad sobre el eje transversal y su simplicidad, referida a que tampoco se necesitan giróscopos ni ordenadores de a bordo. Sin embargo, en conjunto, los satélites son más complejos que los de estabilización por rotación, como se verá a continuación.

En cuanto a los inconvenientes, destacan la necesidad de incorporar un sistema de compensación que equilibre el balanceo de los elementos articulados, la baja eficiencia de los paneles solares ya que, como en el caso anterior, los paneles se colocan en la parte que gira, la necesidad de controlar los momentos de inercia, el uso de una dinámica compleja para el movimiento de nutación<sup>4</sup>, y el coste y complejidad del satélite, pudiéndose igualar, e incluso superar, la de un vehículo con estabilización triaxial si se requiere una gran precisión.

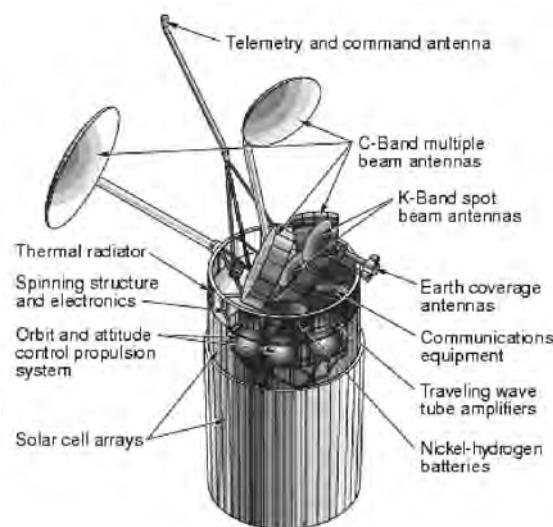


Figura 6.6. Ejemplo de estabilización por doble rotación: INTELSAT VI [10].

<sup>4</sup> La nutación es un leve movimiento o vaivén del eje de rotación de los objetos simétricos.

### 6.5.3 Estabilización por gradiente gravitatorio

Este sistema de estabilización basa su funcionamiento en la tendencia de los satélites de alinear su eje longitudinal con el vector gravedad del cuerpo sobre el que están orbitando; y es que según sea la distancia a la que se encuentre el centro de atracción, aparecerán unas fuerzas distintas que orientarán el satélite. En la figura 6.7 se puede ver como la fuerza gravitatoria  $F_1$  es mayor que la  $F_2$  ya que  $F_1$  está más cerca del centro de atracción gravitatorio. Por lo general, el eje menor se alinea con la vertical local, el eje intermedio con la dirección de la órbita, quedando el eje mayor perpendicular al plano orbital.

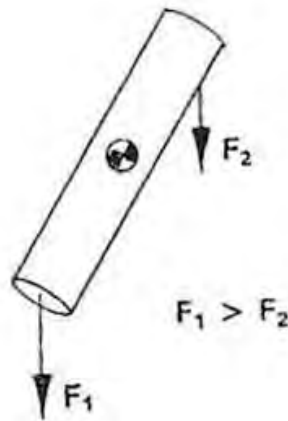


Figura 6.7. Principio de funcionamiento del gradiente gravitatorio [4].

Para que este sistema funcione correctamente, los momentos gravitatorios deben ser mayores que los perturbadores, de modo que este tipo de estabilización sólo se puede emplear en órbitas bajas, donde las fuerzas gravitatorias son todavía importantes.

La mayoría de los satélites que utilizan este sistema de estabilización disponen de un mástil, en cuyo extremo colocan una masa, para que genere una fuerza gravitatoria que permita orientar al satélite, como puede verse en la figura 6.8:





Figura 6.8. Ejemplo de estabilización por gradiente gravitatorio [11].

Las ventajas de este sistema son su sencillez, su bajo coste, su gran fiabilidad y su duración. Entre los inconvenientes, destacan su baja precisión, su pobre maniobrabilidad y su escasa estabilidad en guiñada. Para solucionar el problema de la guiñada, se suele montar un volante de inercia, con su eje perpendicular al plano de la órbita para proporcionar rigidez en guiñada.

#### 6.5.4 Estabilización magnética

En este sistema de estabilización, los satélites incorporan magnetopares, o varillas magnéticas, que aprovechan el campo magnético del planeta sobre el que se está orbitando, generando fuerzas de Lorentz que orientan el satélite. Dado que este sistema depende de la intensidad del campo magnético existente, su uso está limitado a órbitas bajas, ya que a mayor altura la intensidad del campo será menor, y por lo tanto, el control sobre el satélite también será menor. En el caso de la Tierra, el campo magnético siempre apunta al Norte, por lo que habrá que ir modificando la polaridad de los magnetopares a lo largo de la órbita.

## 6.6 Métodos activos

Los sistemas de control activo se emplean sobre todo al principio de la misión para posicionar correctamente el satélite. Para su funcionamiento necesitan una fuente de energía y un sistema de procesamiento de información. Por otro lado, los sistemas de control activos pueden formar parte del sistema de estabilización principal, o actuar como sistema de estabilización secundario sólo cuando sea necesario.

### 6.6.1 Estabilización en tres ejes

Este tipo de estabilización es un sistema de estabilización principal ya que se encuentra constantemente operativo. La estabilización triaxial tiene como función mantener el sistema de ejes del satélite alineado con el sistema de referencia. Para ello, utiliza generalmente giróscopos que se actualizan mediante el escaneo del horizonte o de las estrellas. También, se puede requerir la presencia de ruedas de reacción y propulsores que eliminen los errores que se puedan producir, estando controlado todo el conjunto por un ordenador.

Las ventajas de utilizar este tipo de estabilización son su capacidad ilimitada de apuntado en cualquier dirección, su precisión (se puede lograr una precisión mayor que  $0,001^\circ$  [4]), facilidad de adaptarse a posibles cambios de requerimientos durante la misión, como puede ser un mayor requerimiento de potencia, posibilidad de maniobrar de forma rápida, y los paneles solares no tienen limitación de tamaño, pudiéndose emplear sistemas desplegados que permitan conseguir una mayor eficiencia.

Los principales inconvenientes son el alto coste de los equipos y ordenadores de abordo, la complejidad del sistema, el peso del conjunto y el gran consumo de potencia que se necesita.

#### 6.6.2 Estabilización por reacción o propulsores

Estos sistemas se emplean cuando es necesaria una rápida maniobrabilidad, utilizándose propulsores distribuidos por el satélite. Esta estabilización no funciona de forma continua, sin embargo, el consumo de combustible es elevado, por lo que sólo se utiliza en misiones que duren poco.

#### 6.6.3 Estabilización por intercambio de momento angular

Este sistema se utiliza sobre todo para lograr una gran precisión, maniobrabilidad y estabilización sea cual sea la orientación. Para ello, se utilizan ruedas de reacción y/o volantes de inercia. Si se utilizan ruedas de reacción, se coloca una en cada eje para que cuando se produzca una variación en algún eje, se cree un momento en sentido contrario debido al giro de la rueda de ese eje provocado por un motor. El problema de este sistema de estabilización activo es que la rueda de reacción puede acelerarse si se presenta un par perturbador. Para solucionarlo, se necesita un sistema de propulsión auxiliar que descargue el momento acumulado en la rueda, incrementando tanto el peso como el coste. Si por el contrario, se utilizasen volantes de inercia, el funcionamiento sería similar al sistema de doble rotación con la diferencia de que en este caso sólo gira una rueda interna (el volante de inercia) en vez de todo el vehículo, eliminando la necesidad de incorporar elementos rotatorios externos.

### 6.7 Conclusiones

Debido a las características que tiene el satélite propuesto, se necesita un sistema de estabilización que permita apuntar en cualquier dirección para poder captar cualquier dato anómalo, y de esa manera saber dónde se producirá próximamente actividad sísmica. Además, también se deben facilitar los cambios de maniobra para que ante un posible terremoto se pueda variar la orientación del satélite para centrarse en ese acontecimiento, permitiendo conseguir la mayor cantidad de datos posibles. Por todo esto, el sistema de control de actitud que más se adecua es el de estabilización en los

tres ejes. El gran inconveniente que presenta este sistema es su gran consumo de potencia, sin embargo, dado que se van a emplear paneles solares desplegables, el mayor consumo de potencia sólo representa el empleo de unos paneles más grandes y/o de mayor eficiencia que si se hubiese utilizado otro sistema de actitud. Los actuadores que se emplearán serán ruedas de reacción ya que permiten cambios puntuales en la actitud. Esto es útil, por ejemplo, cuando se detecta actividad sísmica, permitiendo variar la orientación durante el período sísmico, volviendo a la posición inicial cuando cesa tal actividad. En cuanto a los sensores que se van a instalar, se optará por los sensores de radiación solar ya que se sabe que los paneles solares del satélite de estudio deben situarse perpendicularmente al Sol, para captar la mayor cantidad de radiación solar posible.

## 6.8 Bibliografía

- [1] "Attitude Determination and Control (ADCS)". Olivier L. de Weck
- [2] <http://aero.us.es/astro/files0708/EstControlbis.pdf>
- [3] "Astronáutica y Vehículos Espaciales. Tema 6: Dinámica y Control de la Actitud". Rafael Vázquez Valenzuela
- [4] "Elements of spacecraft design". Charles D. Brown
- [5] "Spacecraft systems engineering". Peter Fortescue, John Stark
- [6] "Space Mission Analysis and Design". Wiley J. Larson, James R. Wertz
- [7] "Space Vehicle Design". Michael D. Griffin, James R. French
- [8] [http://www.iaa.ncku.edu.tw/.../AOCS\\_Intro.ppt](http://www.iaa.ncku.edu.tw/.../AOCS_Intro.ppt)
- [9] [http://space.skyrocket.de/doc\\_sdat/intelsat-3.htm](http://space.skyrocket.de/doc_sdat/intelsat-3.htm)
- [10] <http://www.aero.org/publications/gilmore/gilmore-1.html>
- [11] [http://ilrs.gsfc.nasa.gov/reports/slrnews\\_9605.html](http://ilrs.gsfc.nasa.gov/reports/slrnews_9605.html)

*(Página intencionadamente en blanco).*

# Capítulo 7

## Diseño estructural

### 7.1 Introducción

En el presente capítulo se realiza un primer dimensionado de la estructura general del satélite propuesto de acuerdo a las características necesarias para que la carga de pago funcione correctamente, y según los criterios a los que obliga el lanzador elegido, el Dnepr-1, para que el satélite pueda ser lanzado en él.

La geometría del satélite de estudio es un prisma rectangular. En dos de los lados se instalarán los mecanismos de despliegue de los paneles, dejando de esta forma cuatro caras libres para que los instrumentos que forman la carga de pago puedan instalarse adecuadamente. Es necesario que haya varias caras libres ya que tanto los instrumentos ICE, que serán cuatro en total, como el IMSC y el ISL, ambos irán juntos, necesitan instalarse en el exterior del satélite para medir adecuadamente los datos. La posición de cada uno de estos instrumentos se consigue gracias al empleo de unos mástiles extensibles. Los otros dos instrumentos que forman la carga de pago, el IDP y el IAP, se encontrarán en el interior del cubo. Para que la distribución en el interior del satélite sea la adecuada, se incorporarán bandejas, fijadas a la estructura, que permitan dividir el interior en varias secciones.

Las medidas del satélite son en un principio de  $80 \times 80 \times 110 \text{ cm}^3$  en base a las características de la carga de pago y a las predicciones de los subsistemas, pudiendo modificar estos valores a lo largo del proyecto para adecuarse mejor a la misión a desarrollar. Sin embargo, la variación de estas medidas debe asegurar que los requisitos impuestos por el Dnepr [1] seguirán cumpliéndose.

La masa del satélite se conocerá a partir del peso de la carga de pago. Si la instrumentación que incorpora el satélite propuesto tiene un peso de 50 kg [2], y suponiendo que representa el 26,7% de la masa total del satélite, se obtiene una masa total para el satélite de estudio de 187 kg. Conociendo la masa total del satélite se puede estimar la masa de cada subsistema tal y como se indica en la tabla 7.1.

Tabla 7.1. Estimación de masa de cada subsistema [3].

Subsistema	% total	Masa (kg)
Carga pago	26,7	50
Estructura	21,7	41
Control térmico	3,4	6
Potencia	27,9	52
TT&C*	7,5	14
Control de actitud	8	15
Propulsión	3,7	7

\*TT&C: *Telemetry, Tracking and Command*

Sin embargo, a la hora de redondear los porcentajes, se obtiene finalmente que la masa de nuestro satélite es de 185 kg.

## 7.2 Requisitos del satélite

Los requisitos con los que se debe diseñar el satélite vienen determinados por el entorno espacial, la misión y el lanzador. Los requisitos debidos al entorno espacial son analizados en el capítulo 8 y los de la misión están siendo analizados a lo largo de estos capítulos. A continuación, se muestran las condiciones que impone el lanzador para poder lanzar el satélite propuesto según el sistema de lanzamiento elegido.

Los requerimientos a los que obliga el Dnepr vienen recogidos en el capítulo 9 de la guía del usuario del Dnepr [1], pudiendo consultarlos en el anexo 1. A continuación se

muestran los requisitos que más afectan a la estructura del satélite de estudio. Los requerimientos que se exponen a continuación son para cualquier carga de pago, sin diferenciar si es principal o, como en nuestro caso, secundaria.

#### 7.2.1 Medidas

Como se comentó en el capítulo 4, el satélite se situará en el interior del SHM (*Space Head Module*), más concretamente en la envolvente de la carga de pago, por lo que las dimensiones del satélite se deben encontrar dentro de los límites de la envolvente. Para el caso del satélite de estudio, cuyas medidas son de 80 x 80 x 110 cm<sup>3</sup>, se cumplen todas las limitaciones dimensionales. En el anexo 1 se pueden ver cuáles son las restricciones, aunque en la guía del Dnepr aparece en el capítulo 4.

#### 7.2.2 Requerimientos de frecuencia

La estructura del satélite debe tener la suficiente rigidez como para garantizar que las frecuencias fundamentales son superiores a los 20 Hz en el eje longitudinal y a los 10 Hz en el eje lateral.

#### 7.2.3 Cargas dinámicas y cuasi-estáticas

Las cargas cuasi-estáticas son cargas distribuidas que actúan de forma continua durante un período de tiempo y según unos ciclos de determinada frecuencia, mientras que las cargas dinámicas son aquellas cargas que actúan de manera repentina. En la tabla 7.2 se muestran los valores de aceleración y los factores de carga máximos que pueden presentarse a lo largo de las distintas fases del lanzamiento.



Tabla 7.2. Aceleraciones durante las fases de lanzamiento [1].

Fase		Aceleración		Factor de carga
		Longitudinal (x)	Lateral (y,z)	
Transporte		$\pm 0,4$	$-1 \pm 0,7 // \pm 0,5^*$	2
Plataforma de lanzamiento	Dnepr dentro de la plataforma de lanzamiento	$2,5 \pm 0,7$	$\pm 0,3$	1,5
	Dnepr fuera de la plataforma de lanzamiento	$\pm 1$	$\pm 0,8$	1,3
1º etapa	Carga dinámica máxima	$3 \pm 0,5$	$0,5 \pm 0,5$	1,3
	Aceleración longitudinal máxima	$7,5 \pm 0,5$	$0,1 \pm 0,5$	1,3
2º etapa	Aceleración longitudinal máxima	$7,8 \pm 0,5$	0,2	1,3
3º etapa		-0,3...-0,5	0,25	1,3

\*-1 $\pm$ 0,7 es en el eje y, mientras que  $\pm$ 0,5 es en el eje z.

#### 7.2.4 Cargas vibratorias

Los dos tipos de vibraciones que se pueden dar durante la fase de vuelo del lanzador son las armónicas y las aleatorias. En las vibraciones armónicas, el factor que las caracteriza es la amplitud, mientras que el factor que define a las vibraciones aleatorias es la densidad espectral. Los valores de ambas vibraciones se muestran en el anexo 1.

#### 7.2.5 Condiciones ambientales

A lo largo de las distintas fases a las que estará sometido el satélite, tanto la temperatura como la humedad del ambiente irán variando, por lo que hay que evaluar los ciclos de temperatura y de humedad para que la degradación de la protección térmica del satélite de estudio sea la menor posible, antes de que el satélite sea puesto en órbita.

Durante las operaciones de procesamiento del satélite, la temperatura puede variar entre los 21 y 27 °C, con humedades relativas menores al 60%. Durante el transporte a las instalaciones donde se realiza el ensamblaje, integración y prueba del satélite, la temperatura oscila entre los 10 y 25 °C, siendo la humedad de entorno al 80%. En el centro de ensamblaje, integración y pruebas, la temperatura cambiará ostensiblemente según sea la zona en la que se encuentre el satélite, siendo los valores extremos de temperatura 5 °C y 35 °C. Sin embargo, la humedad relativa en estos lugares no sufre variaciones, rondando siempre el 80%. Una vez que el satélite se encuentra dentro del SHM, la temperatura a la que se somete a dicho satélite se encuentra entre los 5 °C y los 30 °C, con una humedad relativa inferior al 70%.

#### 7.2.6 Compatibilidad electromagnética

El uso del GDS o del EPM en el Dnepr ayuda a crear una barrera contra el ruido de aproximadamente 30 dB (en el rango de frecuencias de entre 10 kHz y 30 GHz). Esta protección acústica se incrementa entre 10 y 20 dB a los 4 minutos de comenzar el lanzamiento gracias al carenado del Dnepr (en el rango de 10 kHz y 1 GHz).

Otra fuente de contaminación acústica será el sistema de control del lanzamiento del Dnepr. El máximo nivel de ruido que producirá este sistema no superará los 5,6 mV antes de la separación de la cubierta del GDS o EPM, ni los 35 mV después de la separación de la cubierta (dentro de un rango de frecuencias de entre 10 kHz y 1 GHz).

Otro factor a tener en cuenta es que, las emisiones electromagnéticas que pueda generar la instrumentación del satélite no deben superen los 60 dB/μV (en un rango de

frecuencias de entre 30 Hz y 100 MHz) en los circuitos de alimentación y control del vehículo lanzador, y los 40 dB/ $\mu$ V en los circuitos de datos (en un rango de entre 30 Hz y 30 GHz).

### 7.3 Material

Para poder seleccionar el tipo de material que se empleará en el satélite, primero se van a analizar las características de los materiales más empleados en el espacio, y de ese modo, determinar el material más idóneo, de acuerdo a la misión que va a realizar el satélite de estudio.

La mayoría de las estructuras de los vehículos espaciales emplean aluminio debido a su buena relación entre coste y características, como son su alta resistencia y su peso contenido. Sin embargo, sus características pueden cambiar dependiendo del elemento con el que se alee el aluminio, posibilitando que casi siempre exista una aleación que se adecue mejor a las características deseadas. Otro material que también se está utilizando en la fabricación de los vehículos espaciales es el magnesio, ya que su rigidez es mayor que en caso del aluminio. Sin embargo, su fabricación es complicada, y reacciona más fácilmente que el aluminio, requiriendo el empleo de más capas de revestimiento que lo protejan del entorno. Por ello, el coste del magnesio es superior si se compara con el del aluminio. El acero es normalmente utilizado cuando se necesita una alta resistencia o una gran resistencia a la temperatura, pero debido a que su peso es alto, su empleo en la industria aeroespacial es cada vez menor. A pesar de que el berilio presenta una densidad baja y una gran rigidez y resistencia, su uso no está muy extendido ya que es un material tóxico, y su manipulación, si no se realiza correctamente, puede poner en peligro la salud de los trabajadores. Por último, cabe destacar el titanio. Sus principales características son su bajo peso, su gran resistencia, su capacidad de trabajar a altas temperaturas y su buena rigidez. No obstante, su alto coste impide que se utilice habitualmente en los vehículos espaciales.

Sin embargo, en la actualidad también se pueden encontrar en las estructuras aeroespaciales otro tipo de materiales que presentan mejores características que

algunos de los metales comentados anteriormente. Esos materiales son los compuestos, entre los que destacan la fibra de vidrio, la fibra de grafito, el Kevlar y la resina epoxi. Las características que hacen que su empleo sea cada vez más importante son su gran rigidez y resistencia a altas temperaturas, su baja densidad y su tensión de rotura. Sin embargo, el laborioso proceso de fabricación repercute notablemente en el coste final de estos materiales.

En la tabla 7.3 se muestran las propiedades fundamentales de los materiales comentados.

Tabla 7.3. Propiedades de algunos de los materiales empleados en los vehículos espaciales [4], [5].

Material	Densidad (g/cm <sup>3</sup> )	Resistencia a tracción (Mpa)	Módulo Young (Gpa)	Conductividad térmica (W/mK)	Coefficiente expansión térmico (μm/mK <sup>-1</sup> )	Temperatura de fusión (K)
<b>Aluminio</b>						
2024-T6	2,8	415	72,4	155	23	880
6061-T6	2,7	275	69	167	23,6	855
7075-T6	2,81	505	72	130	23,6	805
<b>Magnesio</b>						
ZK60-T5	1,83	305	45	120	26	520
extruido	1,74	69-105	44	159	26,1	921
<b>Acero inoxidable</b>						
304	8,03	241	193	16,2	17,3	1727
<b>Berilio</b>						
puro	1,84	240	303	216	12	1546
AlBeMet <sup>TM</sup> AM 162	2,07	226	193	210	13,9	1355
<b>Titanio</b>						
Ti-6Al-4V	4,43	830	114	6,7	8,6	1877
Ti-3Al-13V-11Cr	4,84	1172	103	7	9,7	1922
<b>Fibra vidrio</b>	1,8	1000	50	2	14	1394
<b>Grafito epoxy*</b>	1,62	586	282			
<b>Kevlar®*</b>	1,38	1379	76			

\* Los datos de las propiedades térmicas tanto del grafito epoxy como del Kevlar® no se muestran al no disponer de los valores.

De todos los materiales mostrados, se ha optado finalmente por utilizar la aleación de aluminio 7075-T6 ya que presenta unas propiedades aceptables a un precio contenido. La composición de esta aleación es la siguiente: 5,1-6,1% zinc; 2,1-2,9% magnesio; 1,2-2% cobre; 0,5% hierro; 0,4% silicio; 0,3% manganeso; 0,18-0,28% cromo; 0,25% titanio con circonio; 0,2% titanio; 0,15% otros metales y el resto aluminio. El T6 es un tratamiento térmico de solución y envejecimiento artificial para producir endurecimientos estables. Las propiedades de la aleación de aluminio 7075-T6 se recogen en la tabla 7.4.

Tabla 7.4. Propiedades del Al-7075-T6.

<b>Densidad (<math>\rho</math>)</b>	2,81 g/cm <sup>3</sup>
<b>Módulo de Young (<math>E</math>)</b>	72 Gpa
<b>Carga límite (<math>\sigma_y</math>)</b>	440 Mpa
<b>Carga última (<math>\sigma_u</math>)</b>	530 Mpa
<b>Coefficiente de Poisson (<math>\nu</math>)</b>	0,33
<b>Resistencia a tracción (<math>T</math>)</b>	505 Mpa
<b>Conductividad térmica (<math>\kappa</math>)</b>	130 W/mK
<b>Coefficiente de expansión térmico (<math>\alpha</math>)</b>	23,6 $\mu\text{m/mK-1}$

#### 7.4 Dimensionado de la estructura

Para comenzar el dimensionado de la estructura, se ha supuesto que la estructura del satélite de estudio es monocasco, comentando las diferencias que existirían si la estructura fuese de tipo honeycomb más adelante. A continuación, se calculan los distintos espesores que tendrá que tener la estructura para cumplir los distintos requisitos comentados anteriormente, eligiendo finalmente el espesor más restrictivo de todos. Además, también se muestran los márgenes de seguridad que se deben utilizar durante el proceso de diseño estructural.

#### 7.4.1 Dimensionado según la rigidez

Para hallar el espesor según el criterio de rigidez, hay que tener en cuenta los valores de frecuencias naturales. Para ello, se han utilizado las frecuencias a las que obliga a cumplir el Dnepr, y de esta manera, se ya cumple este requisito.

##### *Rigidez longitudinal*

En este caso, la frecuencia natural se halla a partir de la ecuación (7.1), teniendo que ser su valor superior a los 20 Hz (apartado 7.2.2).

$$f_n = 0,25 \sqrt{\frac{AE}{mL}} \geq 20 \text{ Hz} \quad (7.1)$$

siendo  $A$  el área,  $E$  es el módulo de Young (siendo su valor de 72 GPa, véase la tabla 7.2),  $m$  es la masa del satélite (que finalmente se estimó en 185 kg), y  $L$  es la longitud del satélite (igual a 110 cm).

El área se calcula a partir de la ecuación (7.2).

$$A = 4(0,8t - t^2) \quad (7.2)$$

en donde  $t$  es el espesor.

Utilizando el valor de  $A$  la ecuación (7.2) en la (7.1), se obtiene un espesor para el caso longitudinal de:  $t \geq 5,65 \cdot 10^{-3} \text{ mm}$ .

### *Rigidez lateral*

En este caso se supone que sólo las caras perpendiculares a la dirección de la carga rigidizan la estructura. Así, tal y como ya se hizo para el caso anterior, el espesor se obtendrá a partir de la frecuencia natural a la que obliga el Dnepr, 10 Hz, y que en este caso se halla según la ecuación (7.3).

$$f_n = 0,56 \sqrt{\frac{EI}{mL^3}} \geq 10 \text{ Hz} \quad (7.3)$$

donde  $E$ ,  $m$  y  $L$  son iguales que en el caso longitudinal e  $I$  es el momento de inercia. Sin embargo,  $I$  varía según la situación que se esté dando en la estructura. Por ello, se van a analizar los dos casos extremos, obteniéndose de esta forma un intervalo entre los que tendrá que encontrarse el espesor.

La primera situación límite que se puede dar es que, las dos bases del paralelepípedo no se encuentren sometidas a grandes deformaciones debidas a la flexión a cortadura, siendo el momento de inercia igual al de la ecuación (7.4).

$$I = 2 \left[ \frac{1}{12} 0,8t^3 + (0,4 - t/2)^2 0,8t \right] \quad (7.4)$$

Según este criterio, si se sustituye el valor de  $I$  de la ecuación (7.4) en la (7.3) se obtiene que el espesor debe ser:  $t \geq 8,52 \cdot 10^{-3} \text{ mm}$ .

La otra situación límite es aquella en la que las dos bases están sometidas a grandes deformaciones, siendo en este caso el valor del momento de inercia como el que se indica en la ecuación (7.5). El resultado mostrado es sólo para uno de los planos, por lo que la masa será la mitad, 92,5 kg.

$$I = \frac{1}{12} 0,8t^3 \quad (7.5)$$

Sustituyendo  $I$  en la ecuación (7.3), se obtiene que el espesor debe ser:  $t \leq 20,15$  mm.

Por lo tanto, dimensionando la estructura según la rigidez se obtiene que el espesor debe estar comprendido entre:  $8,52 \cdot 10^{-3} \text{ mm} \leq t \leq 20,15 \text{ mm}$ .

#### 7.4.2 Cargas axiales equivalentes y aplicadas

En este apartado se ha dimensionado el satélite según las máximas cargas esperadas. Estas cargas máximas serán el peso del satélite multiplicado por los factores de carga máximos que se encontrará el satélite propuesto a lo largo de la misión. En la tabla 7.5 se muestran los máximos valores de carga según el tipo de carga al que se ve sometido el satélite. Los factores de carga que aparecen son los máximos valores que se obtuvieron en la tabla 7.2 (los valores de la fase de transporte no se han tenido en cuenta). Por otro lado, en esta primera etapa de diseño se ha supuesto que las cargas actúan sobre el centro de masas del satélite, de ahí que la distancia mostrada en la tabla 7.5 sea la mitad de la longitud del satélite.



Tabla 7.5. Máximas cargas esperadas.

Tipo de carga	Fuerza (N)	Distancia (m)	Factor de carga	Máxima carga esperada
Longitudinal	1813	-	7,5	13598 N
Lateral	1813	-	0,8	1450 N
Momento flector	1813	0,55	0,8	798 Nm

Una vez conocidas las cargas máximas, el espesor necesario para soportar dichas cargas se calcula a partir de la ecuación (7.6).

$$\sigma = \frac{N}{A} + \frac{M}{I} \cdot d \quad (7.6)$$

en la que  $\sigma$  es el esfuerzo,  $N$  es la máxima carga longitudinal,  $A$  es el área,  $M$  es el momento flector,  $I$  es el momento de inercia de la ecuación (7.4) y  $d$  es la mitad de la diagonal de la cara superior, y cuyo valor es de  $0,4\sqrt{2}$ . Por otro lado, el esfuerzo corregido según los factores de seguridad adecuados debe satisfacer los requisitos de carga última y carga límite del material empleado, mostrados en la tabla 7.4. En la ecuación (7.7) se muestra el requisito de carga última, y en la ecuación (7.8) el de carga límite.

$$\sigma \cdot 1,25 \leq \sigma_u \quad (7.7)$$

$$\sigma \cdot 1,1 \leq \sigma_y \quad (7.8)$$

Sustituyendo las expresiones (7.7) y (7.8) en la ecuación (7.6) se obtiene un espesor mayor o igual a  $1,42 \cdot 10^{-2}$  mm para carga última y un espesor mayor o igual a  $1,5 \cdot 10^{-2}$  mm para carga límite. Por lo tanto, si se dimensiona la estructura según las máximas cargas esperadas, se obtiene que el espesor debe ser:  $t \geq 1,5 \cdot 10^{-2}$  mm.

#### 7.4.3 Dimensionado según la estabilidad

Para determinar el espesor según el criterio de estabilidad, se ha idealizado la estructura de tal modo que las caras de mayor longitud sean las primeras en pandear cuando se encuentren sometidas a una carga distribuida de compresión cuyo valor sea la máxima carga esperada en sentido longitudinal multiplicada por un factor de seguridad (1,25 en este caso). Una vez realizada esta suposición, para hallar el espesor se ha utilizado la ecuación del esfuerzo crítico de pandeo (7.9).

$$\sigma_{cr} = \frac{k_c E \pi^2}{12(1-\nu^2)} \left( \frac{t}{b} \right)^2 \quad (7.9)$$

donde  $\sigma_{cr}$  es el esfuerzo crítico de pandeo en compresión,  $k_c$  es la constante de pandeo (que para el caso de un panel simplemente apoyado tiene un valor de 4),  $E$  y  $\nu$  están especificados en la tabla 7.4,  $t$  es el espesor, y  $b$  es igual a la longitud del lado dividido por el número de remaches. El número de remaches suficientes para una longitud de 110 cm se puede estimar en 8 [7], por lo que  $b = 1,1/8 = 0,1375$  m.

Si se impone la condición de que el esfuerzo crítico de pandeo debe ser superior al esfuerzo al que está sometido el panel, y sustituyendo este valor en (7.9), se obtiene un espesor de:  $t \geq 1,95 \cdot 10^{-2}$  mm

Analizando todos los espesores obtenidos a partir del cumplimiento de los distintos requisitos, se determina que el espesor debe estar comprendido entre:  $5,65 \cdot 10^{-3} \text{ mm} \leq t \leq 20,15 \text{ mm}$ . De los posibles espesores que se pueden escoger, se ha seleccionado un espesor de 1 mm para que la estructura sea dimensionada por exceso, permitiendo que los límites de los fenómenos mostrados anteriormente se encuentren lejos. Si el valor de este espesor se introduce en la ecuación (7.6), se obtiene que el esfuerzo para el caso seleccionado es de  $\sigma = 6,022 \text{ MPa}$ .

#### 7.4.4 Márgenes de seguridad

A la hora de calcular los márgenes de seguridad ( $MS$ ), se distinguen dos casos:

##### *Cargas estáticas*

En este caso, el margen de seguridad se calcula a partir de la ecuación (7.10).

$$MS_{u;y} = FR_{u;y} - 1 = \frac{\sigma_{u;y}}{FS_{u;y} \cdot \sigma} - 1 \geq 0 \quad (7.10)$$

en donde  $\sigma_{u;y}$  es la carga última y límite respectivamente mostradas en la tabla 7.4,  $FS_{u;y}$  son los factores de seguridad que aparecen en (7.7) y (7.8), y  $\sigma$  es el esfuerzo obtenido para el espesor seleccionado.

Introduciendo el valor del esfuerzo en (7.10), y con los datos adecuados en cada caso, se obtiene que el margen de seguridad para carga última es  $MS_u = 69,41$  y para carga límite es  $MS_y = 65,42$ . Dado que ambos márgenes son positivos, la selección del espesor es correcta para el caso de cargas estáticas.

### *Pandeo*

El margen de seguridad para el pandeo se calcula según la ecuación (7.11).

$$MS = \frac{F_{cr}}{F} - 1 \geq 0 \quad (7.11)$$

donde  $F_{cr}$  es la carga crítica y  $F$  es la máxima carga longitudinal esperada multiplicada por su factor de seguridad. El valor de  $F_{cr}$  se halla multiplicando  $\sigma_{cr}$ , ecuación (7.9), por el área, ecuación (7.2). Realizando esta operación se obtiene:  $F_{cr} = 44,94$  kN.

Con los valores de  $F_{cr}$  y de  $F$  (igual a 16998 N) se obtiene un margen de seguridad para el pandeo de:  $MS = 1,64$ . Dado que es mayor que 0, el espesor seleccionado también es correcto para el caso de pandeo.

#### 7.4.5 Estructura de *honeycomb*

Las estructuras de *honeycomb*, en español “panel de abeja”, están formadas por dos láminas entre las cuales se coloca un material que formará el núcleo, pudiendo unirse ambos elementos de varias formas posibles. Esto crea una estructura hueca, también llamada panal, que aporta mayor rigidez y resistencia, con un incremento mínimo del espesor, si se compara con las estructuras monocasco. Sin embargo, según sean los materiales utilizados tanto en las láminas como en el núcleo, el peso de este tipo de estructura puede ser mayor que en el caso de las de monocasco.

Para calcular el espesor que tendrá la estructura de *honeycomb* se emplea la ecuación (7.12), en la cual se relaciona el espesor del *honeycomb* con el de la estructura monocasco.

$$\frac{t_m^3}{12} = 2t_h \left( \frac{h}{2} \right)^2 \quad (7.12)$$

en donde  $t_m$  es el espesor de la estructura monocasco,  $t_h$  es el espesor de las láminas y  $h$  es el espesor del núcleo. Por lo general,  $t_h$  se estima que es igual a 1/10 del espesor que tiene la estructura monocasco, por lo que en nuestro caso,  $t_h = 0,1$  mm. Con estos datos, se obtiene que el espesor ha de ser  $h = 1,3$  mm.

#### 7.4.6 Mecanismo de despliegue de los paneles solares

Dado que el consumo de potencia del satélite es elevado, véase el capítulo 9, se ha optado por utilizar paneles desplegables, cuyo mecanismo de despliegue se muestra a continuación.

Con los paneles desplegados se puede conseguir captar mayor cantidad de radiación solar que en el caso de que estuviesen colocados en las caras del satélite ya que los paneles se pueden posicionar adecuadamente para conseguir que los rayos incidan lo más perpendicularmente posible. A este correcto posicionamiento también ayuda el sistema de control de actitud triaxial, ya que se tiene un control completo sobre los tres ejes. El único momento de la misión en el los paneles se encontrarán recogidos será durante la fase de lanzamiento en el interior del vehículo lanzador.

En el capítulo 9 se calcula que el área del panel solar necesario para producir la potencia necesaria del satélite debe ser de  $0,88 \text{ m}^2$  (empleando los paneles 3G-28% de Azurspace). Sin embargo, se ha optado por dividir el área total de los paneles en dos partes, una a cada lado del satélite, para poder conservar cierta simetría que permita mejorar el control del satélite.

Los mecanismos de despliegue de paneles solares que se pueden encontrar en la actualidad son:

- El funcionamiento de este mecanismo se basa en el empleo de un cilindro que enrolla y desenrolla los paneles, los cuales se encuentran estirados y tensionados gracias al empleo de unos mástiles extensibles. En este tipo de mecanismo, los paneles solares deben ser flexibles para que se puedan enrollarse en el cilindro, de ahí que estos paneles también se llamen mantas.
- Otro tipo de mecanismo es aquel que emplea un mástil central en el cual se enrollan los paneles flexibles.
- Por último, si se emplean paneles solares rígidos, la manera de desenrollarlos consistiría en desdoblarlos de forma conjunta.

La última opción se descarta ya que produciría un alejamiento del centro de masas que afectaría considerablemente a la estabilidad. Y de las otras dos configuraciones, se ha descartado la segunda ya que su utilización sólo se ha realizado de forma experimental. Por lo tanto, el mecanismo de despliegue que se ha elegido finalmente es el primero.

Entre los motivos por los que se ha elegido este tipo de mecanismo se encuentran su utilización en otras misiones espaciales, por ejemplo en el telescopio Hubble, y además, que el empleo de paneles flexibles permite reducir el peso de los paneles solares. Esta reducción de peso se consigue gracias a que estos paneles emplean un sustrato, responsable de su flexibilidad, sobre el cual se instalan los circuitos eléctricos y las células solares. El gran inconveniente de este sistema de desplegado es la necesidad de incluir varios dispositivos, como son el cilindro y los mástiles extensibles, que permitan rigidizar los paneles, ya que aumentan tanto el peso como el coste del satélite propuesto. Un esquema del mecanismo seleccionado es como el mostrado en la figura 7.1, en la cual se pueden observar todos los elementos que forman el mecanismo de despliegue.

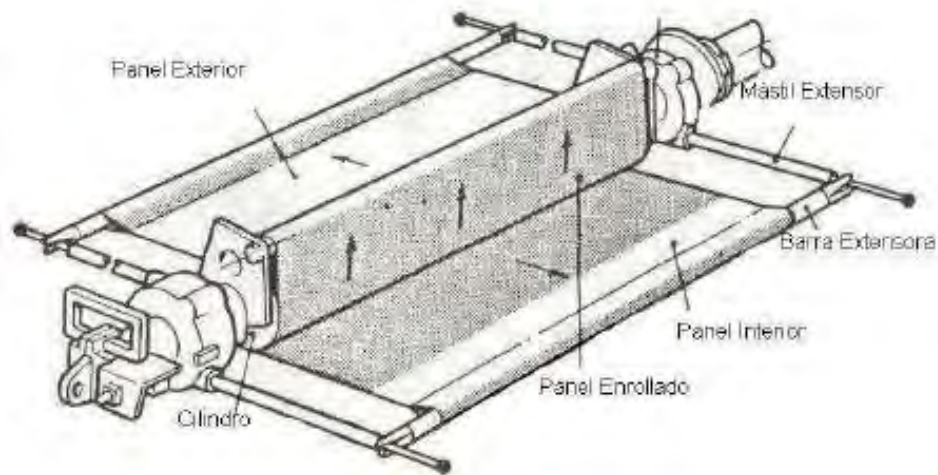


Figura 7.1. Mecanismo de despliegue de los paneles [6].

Los mástiles extensibles, también llamados booms, son los responsables de rigidizar los paneles solares cuando éstos se encuentran desplegados. De las opciones que existen en el mercado, se ha optado por instalar mástiles rígidos de despliegue telescópico, debido a su simpleza y coste. Sin embargo, el peso es mayor que en otros sistemas. Para contrarrestar este incremento del peso se utilizarán mástiles de Kevlar, ya que, además de tener una densidad baja, también posee una carga crítica de pandeo elevada que permite soportar grandes cargas de compresión.

## 7.5 Bibliografía

- [1] "Space Launch System DNEPR, User's Guide".
- [2] <http://articles.adsabs.harvard.edu/full/seri/ESASP/0571//0000040.001.html>
- [3] "Space Mission Analysis and Design". Wiley J. Larson, James R. Wertz
- [4] "Space Vehicle Design". Michael D. Griffin, James R. French
- [5] <http://www.matweb.com/>
- [6] "Zahorí. Satélite de recursos naturales". Fermín Navarro
- [7] "LEOMission\_Satellite Design Proposal".
- [8] "Deployment and Structural Support of Space Membrane Optics System Rigidizable Conical Booms". Arthur L. Palisoc, Frederick H. Redell, Geoff Anderson



*(Página intencionadamente en blanco).*

# Capítulo 8

## Diseño térmico

### 8.1 Introducción

En este capítulo se explica porqué es necesario incorporar un subsistema de control térmico al satélite, como afectan las condiciones exteriores al satélite de estudio y también se muestran los distintos tipos de subsistemas que deben estar protegidos en el satélite. Por último, se elige el subsistema más adecuado para el satélite de estudio.

El subsistema de control térmico es necesario incorporarlo a cualquier vehículo espacial porque mantiene la temperatura de todos los equipos incorporados en él dentro de unos límites durante todas las fases de la operación para que funcionen correctamente, alargando la vida útil de dichos equipos. Si este subsistema no se instalara en el vehículo espacial, se producirían constantes y grandes cambios de temperatura a lo largo de la órbita que afectarían al funcionamiento de todos los sistemas embarcados. Por ejemplo, la temperatura a la que se puede encontrar el vehículo espacial a lo largo de la órbita puede variar desde los  $+120^{\circ}\text{C}$ , si se encuentra en el período de día, hasta los  $-160^{\circ}\text{C}$ , si el vehículo espacial se encuentra en eclipse. Para controlar la temperatura del vehículo espacial se emplean ordenadores de gran potencia, dado que el análisis térmico es muy complicado al depender de la geometría del vehículo y de las fuentes de calor, las cuales cambian a lo largo del tiempo. Entre las fuentes de calor destacan el Sol, el cuerpo sobre el que está orbitando (la Tierra en el caso de estudio) y el calor que disipan los diferentes componentes electrónicos embarcados en el vehículo espacial. Sin embargo, y a pesar de su complejidad, este sistema sólo representa el 5% del coste y peso total del vehículo espacial.

Como se ha comentado anteriormente, los equipos y componentes que se encuentran en los vehículos espaciales sólo funcionan en unos intervalos de temperatura. En la tabla 8.1 están recogidos los rangos típicos de temperatura de los distintos componentes que se pueden llevar a bordo.

Tabla 8.1. Rangos típicos de temperatura.

Componente	Temp. límite	
	mín °C	máx °C
Baterías, NiCd	5	20
Baterías, NiH	-10	20
Sensores	-30	50
Conjunto de rotación	1	55
Ruedas de reacción	1	45
Hidracina	7	40
Electrónica	0	40
Células solares	-60	60
Paneles solares	-100	100
Estructuras	-46	65
Antenas	-170	90

Sin embargo, si se incorporan instrumentos que requieren una gran precisión de apuntado, el intervalo de temperatura de los componentes instalados debe ser menor para que la expansión o dilatación de dichos elementos no afecte a la geometría del vehículo espacial, de manera que la precisión de apuntado no se vea afectada.

## 8.2 El ambiente térmico

En el ambiente espacial predominan el vacío y la ausencia casi total de presión atmosférica, por lo que la transferencia de calor sólo se producirá por radiación. Esta radiación puede ser solar (aplicada directamente sobre el satélite), solar reflejada en la Tierra (también llamada albedo), terrestre, y/o debida a los equipos instalados en el satélite.

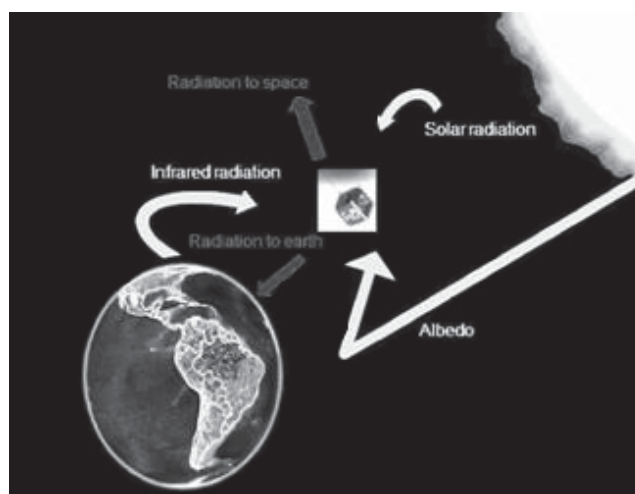


Figura 8.1. Radiaciones que afectan y que emite el vehículo espacial [2].

### 8.2.1 Radiación solar directa

En este apartado se detalla únicamente la radiación solar que afecta directamente al satélite de estudio. En este tipo de radiación, los parámetros más importantes son la distribución del espectro, la intensidad y el concepto de cuerpo negro. Se puede considerar que el Sol se comporta como un cuerpo negro<sup>5</sup> a una temperatura de 5760 K. Si se aplica la ley de Plank a esa temperatura, se obtiene que el 99% de la radiación emitida por el Sol se encuentra entre longitudes de onda de 0,15  $\mu\text{m}$  y 10  $\mu\text{m}$ , con un máximo cerca de 0,5  $\mu\text{m}$ . En la figura 8.2 se muestra la distribución del espectro de radiación solar más significativa, esto es, entre 0,15  $\mu\text{m}$  y 2,4  $\mu\text{m}$ .

---

<sup>5</sup> Un cuerpo negro es un objeto que absorbe toda la luz y toda la energía incidente cualquiera que sea su longitud de onda o su dirección.

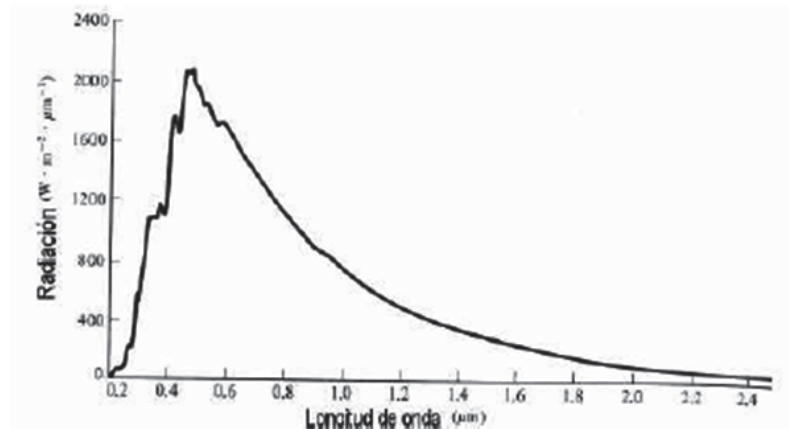


Figura 8.2 Distribución del espectro solar [8].

Dicho espectro se puede dividir en: radiación ultravioleta (representa el 7% de la energía total y está comprendida entre longitudes de onda de 0,1 y 0,38  $\mu\text{m}$ ), visible (forma el 45,5% del total y se encuentra entre los 0,38  $\mu\text{m}$  y los 0,7  $\mu\text{m}$ ), e infrarroja (es el 47,5% restante con longitudes que van desde los 0,7  $\mu\text{m}$  hasta los 10  $\mu\text{m}$ ).

Por otro lado, la magnitud que mide la intensidad de la radiación solar que incide según un ángulo recto en un área de 1  $\text{m}^2$  a una distancia de 1  $\text{AU}^6$  se llama irradiancia, o constante solar, y su valor es  $1371 \pm 5 \text{ W/m}^2$ .

### 8.2.2 Albedo

El albedo es la reflexión de la radiación solar cuando ésta incide sobre la superficie de un planeta. Para hallar la intensidad de la radiación del albedo,  $I_a$ , se utiliza la fórmula (8.1).

$$I_a = I_s \cdot a \cdot F \quad (8.1)$$

<sup>6</sup> El AU (*Astronauticalunit* o unidad astronómica en español) es una unidad de distancia cuya unidad es igual a la distancia del Sol a la Tierra, es decir,  $149598200 \pm 500 \text{ km}$ .

donde  $I_s$  es la intensidad de la radiación solar que incide sobre el cuerpo en el que se está estudiando el albedo,  $a$  representa el albedo y  $F$  es un factor de visibilidad. En el caso de la Tierra, que es el planeta sobre el que orbita el satélite de estudio, dichos valores son:

- $I_s = 1371 \text{ W/m}^2$
- $a = 0,3$
- $F =$  Véase la figura 8.3.

El albedo utilizado ( $a = 0,3$  y que significa que aproximadamente un tercio de la radiación solar que llega a la Tierra es reflejada), es un valor medio, ya que el albedo depende tanto de las condiciones como de las zonas en el que se mida. Por ejemplo, las superficies de color oscuro de la Tierra, como pueden ser océanos y bosques, presentan un albedo bajo (siendo los valores aproximados 0,07 y 0,15 respectivamente), ya que absorben gran parte de la energía solar que les llega. Sin embargo, las zonas claras, como son el hielo, la nieve, los desiertos y las nubes, tienen albedos altos (entre 0,8 y 0,9), al reflejar la mayoría de la radiación que les llega.

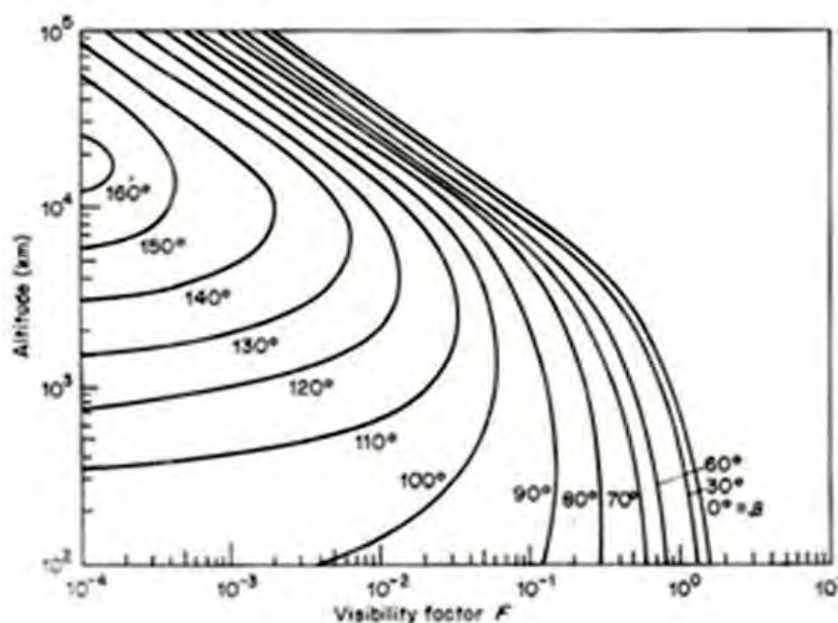


Figura 8.3. Gráfica que relaciona el factor de visibilidad con la altura [6].

El factor de visibilidad  $F$  depende tanto de la altura de la órbita como del ángulo que forma la vertical local con los rayos reflejados,  $\beta$ . Por ello, para hallar el valor de  $F$  se utiliza la gráfica de la figura 8.3, la cual relaciona ambos parámetros. En el caso que se está estudiando,  $F$  será el punto de intersección entre la altura de 670 km y el ángulo  $\beta$  correspondiente.

### 8.2.3 Radiación terrestre

Como se hizo en el apartado 8.2.1 con el Sol, se va a considerar a la Tierra como un cuerpo negro a una temperatura de 288 K que irradia principalmente en infrarrojo, ya que la Tierra al tener una temperatura menor que la del Sol tiene que irradiar según longitudes de onda mayores que las del Sol. Aplicando la ley de Plank a esa temperatura, se obtiene que el 99% de la radiación terrestre se encuentra entre longitudes de onda de 1  $\mu\text{m}$  y 50  $\mu\text{m}$ , con un máximo cerca de los 10  $\mu\text{m}$ . En la figura 8.4 se ha representado la distribución de la radiación terrestre desde longitudes de onda de 1  $\mu\text{m}$  hasta de 30  $\mu\text{m}$ .

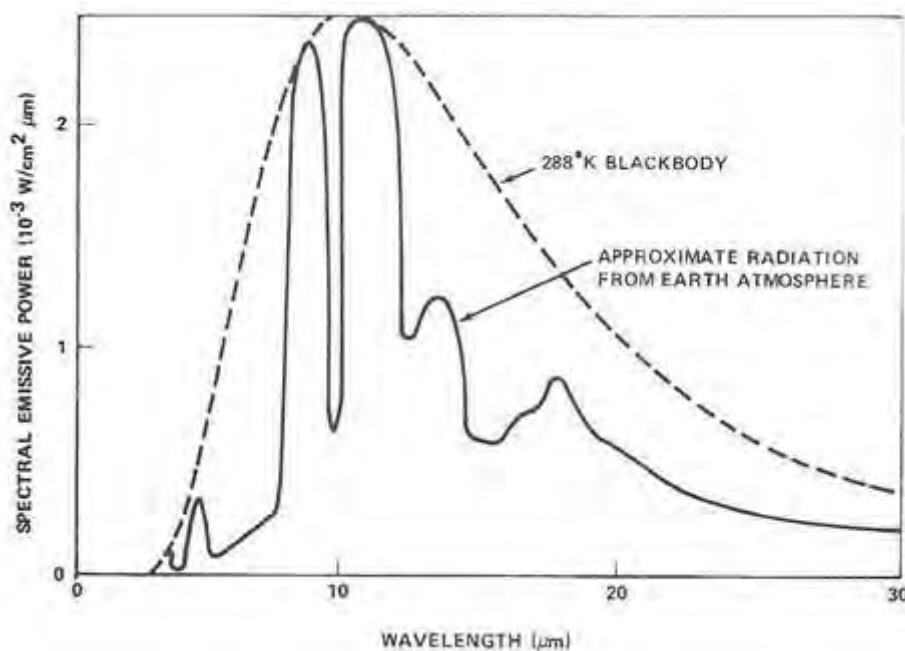


Figura 8.4. Distribución del espectro terrestre [6].

Las variaciones que se observan en la figura 8.4 son debidas a las irregularidades del terreno, a la atmósfera, y a la incidencia solar.

En cuanto a la intensidad de la radiación infrarroja terrestre, su valor es de  $237 \pm 21$  W/m<sup>2</sup> [6].

#### 8.2.4 Radiación de los equipos embarcados

Los sistemas y componentes que se instalan en el satélite también irradian calor durante su funcionamiento, y sus efectos también deben ser tenidos en cuenta a la hora de elegir el sistema de control térmico. La principal característica de este tipo de radiación es su variabilidad, ya que depende de los equipos que se encuentren operativos en cada momento.

### 8.3 Controles térmicos pasivos

Los dispositivos de control térmico se pueden dividir en pasivos y activos. Los dispositivos pasivos son aquellos que no requieren para su funcionamiento ni movimiento, ni consumo de electricidad, ni tampoco un sistema de control que regule su actividad. Por ello, el sistema pasivo resulta más barato, ligero y fiable que uno activo. Debido a estas características, todos los vehículos espaciales incorporan algún tipo de dispositivo pasivo, empleándose el sistema activo sólo en aquellos vehículos espaciales que requieran un margen estrecho de temperaturas. Los dispositivos pasivos más empleados son los siguientes:



### 8.3.1 Aislantes térmicos

Los aislantes térmicos se utilizan para crear una frontera que impida el paso del calor de un medio o componente a otro, y pueden ser monocapa o multicapa. Los más utilizados son los multicapa, también llamadas mantas MLI (*Multilayer Insulation*), ya que son flexibles, permitiendo adaptarlos a la forma del componente que se quiere proteger. Se emplean sobre todo en la carga útil, en elementos que necesiten un estrecho margen de temperaturas, en los tanques de propulsión internos, y con elementos criogénicos en su interior. Si por el contrario, algún elemento no necesita un estricto control de temperatura, se suelen utilizar los aislantes de una capa ya que son más baratos y ligeros que los MLIs. También se utilizan los monocapa en aquellos casos donde sea necesario proteger zonas que estén en contacto con el exterior o bien, donde haya espuma o aerogel<sup>7</sup>, ya que los MLIs no trabajan bien en ambientes gaseosos [4].

Los MLIs están compuestos de varias capas de materiales plásticos, como pueden ser el Mylar o el Kapton, recubiertos a uno o a ambos lados de finas láminas de aluminio o plata, al tratarse de elementos que disminuyen la emisión de la radiación debido a su baja emisividad. Las capas deben ser lo más delgadas posibles y la separación entre capas se realiza por medio de una red o malla de algún elemento de baja conductividad térmica para que sólo exista radiación, y no conducción<sup>8</sup>.

Por otro lado, el Kapton, aparte de utilizarse en las capas interiores de los MLIs, también se suele utilizar en las capas exteriores debido a que es un plástico más fuerte y con una temperatura de servicio mayor que en el caso del Mylar. En la figura 8.5 se muestra una manta MLI, cuyo color dorado se debe a que la capa externa es de Kapton, recubierta en su interior por una lámina de plata.

El número de capas que se utilizan depende del nivel de protección que se quiera dar, y de su situación en el satélite.

---

<sup>7</sup> El aerogel es una sustancia parecida a un gel pero cuya componente líquida se ha sustituido por un gas y que puede utilizarse como aislante térmico.

<sup>8</sup> La conducción es la transmisión de calor entre dos cuerpos en contacto físico.



Figura 8.5. Ejemplo de una manta MLI [9].

Un caso especial de aislante térmico es el escudo. Se diferencia del aislante en que no necesita estar físicamente en contacto con la superficie a la que va a proteger, pudiendo diseñarse de la forma más adecuada para que proporcione la mayor protección posible.

### 8.3.2 Recubrimientos térmicos

Los recubrimientos y acabados superficiales que se emplean para el control térmico están fabricados con materiales que tienen buenas propiedades de radiación. Los dos conceptos más importantes que determinarán el lugar donde se colocarán los recubrimientos son el coeficiente de absorción ( $\alpha$ ) y el coeficiente de emisividad ( $\epsilon$ ). No obstante, es más útil emplear la relación entre ambos ( $\alpha/\epsilon$ ).

El coeficiente de absorción, también conocido como absorbancia, es el cociente entre la energía absorbida por el cuerpo y la energía que recibe. Por otro lado, el coeficiente de emisividad, o simplemente emisividad, es el cociente entre la energía emitida por el cuerpo y la energía que emitiría un cuerpo negro, estando ambos a la misma temperatura.

A partir de la relación entre dichos valores, se pueden diferenciar cuatro tipos de recubrimientos o superficies térmicas:

- Reflector solar: Se trata de un recubrimiento que refleja la mayor parte de la radiación que le llega. Por ello, la relación  $\alpha/\epsilon$  es muy pequeña al tener valores de  $\alpha$  pequeños y valores de  $\epsilon$  grandes. Un ejemplo de este tipo de recubrimiento es la pintura blanca, cuya relación  $\alpha/\epsilon$  ronda los 0,25 según sea la mezcla que se utilice.
- Reflectores planos: La relación  $\alpha/\epsilon$  es aproximadamente 1, pero con valores de  $\alpha$  pequeños. Un ejemplo puede es la pintura de aluminio.
- Absorbente solar: Se caracteriza por su mayor eficiencia absorbiendo energía que emitiéndola. Esto se debe a que los valores de  $\alpha$  son altos y los de  $\epsilon$  son pequeños, por lo que la relación  $\alpha/\epsilon$  tendrá valores mayores que 1. Algunos absorbentes solares son el aluminio y el oro, estando los valores de  $\alpha/\epsilon$  próximos a 10.
- Absorbentes planos: La relación  $\alpha/\epsilon$  es aproximadamente 1, pero con valores de  $\alpha$  grandes. El ejemplo más típico es el recubrimiento negro, con valores de  $\alpha/\epsilon$  de entre 1,05 y 1,12.

Uno de los principales problemas que presentan los recubrimientos es su exposición tanto a las condiciones interiores como exteriores, ya que pueden degradar sus características. Por ejemplo, durante la fase de lanzamiento, los recubrimientos se pueden ver afectados por el contacto de algún objeto, mientras que durante la misión, quedan expuestos a la radiación solar e infrarroja.

### 8.3.3 Dispositivos de cambio de fase

Los dispositivos de cambio de fase son unos recipientes en cuyo interior se alojan elementos que absorben el calor al producirse en ellos un cambio de estado, ya sea de sólido a líquido, de líquido a gas o bien de sólido a gas. Por lo general, se emplean sustancias que tengan una buena inercia térmica, es decir, que absorban el calor de manera suave sin producir cambios bruscos de temperatura, como por ejemplo la

cera. El principal inconveniente que presenta este sistema de control térmico es que su uso está limitado en el tiempo, ya que cuando el cambio de fase se ha completado el dispositivo es incapaz de absorber más calor.

#### 8.3.4 Tubos térmicos

El funcionamiento de los tubos térmicos, también llamados *heat pipes*, se basa en la transferencia de calor de un lado a otro del tubo. El tubo térmico más empleado es el denominado tubo de conductancia fija (figura 8.6), y está formado por un tubo sellado herméticamente, un dispositivo de absorción (que puede ser una ranura o una malla de tela o de metal), y un fluido que ocupa el interior del tubo. En la parte central del tubo, el fluido se encuentra en fase gaseosa, mientras que en el dispositivo de absorción se encuentra de forma líquida.

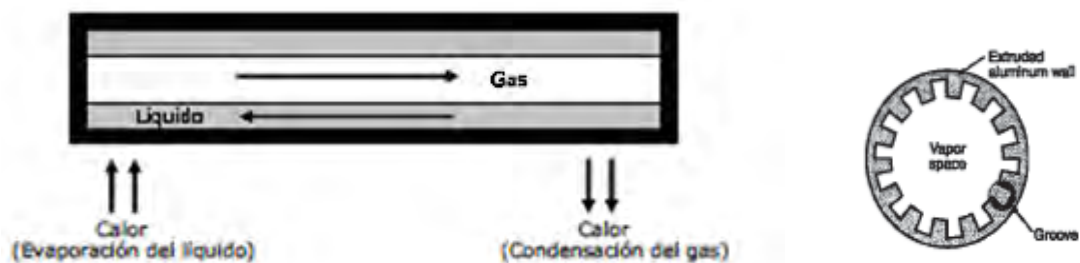


Figura 8.6. Esquema de un tubo de conductancia fija [1], [4].

En la misma figura, también se muestra el proceso de transferencia de calor que se lleva a cabo en los *heat pipes*. El tubo térmico absorbe el calor del exterior desde uno de sus extremos evaporando el líquido, el cual se convierte a estado gaseoso. A continuación, el gas circula por la parte central del tubo hasta que llega al otro extremo, momento en el cual se condensa el gas pasando de nuevo a estado líquido. El calor liberado durante este proceso es el que finalmente se expulsa al exterior, a

través del dispositivo de absorción. El líquido circula por el interior del tubo hasta que llega de nuevo al otro extremo, comenzando de nuevo el proceso.

Las principales características de este sistema de control térmico son su gran conductividad, y su capacidad de transferir grandes cantidades de calor (sin pérdidas apreciables de temperatura desde el evaporador hasta el condensador).

Los tubos térmicos suelen ser ligeros, sin embargo, los materiales y fluidos empleados para su construcción deben elegirse teniendo en cuenta la reacción química que puede existir entre ellos, ya que una reacción lenta producirá gases que no se podrán condensar más tarde. Las configuraciones más típicas son la de cobre con agua, aluminio con amoníaco y acero inoxidable con metanol.

El mayor inconveniente que presentan los tubos de conductancia fija es que siempre transmiten la misma cantidad de calor, independientemente de los cambios que se produzcan en el exterior. Por ello, se han desarrollado otro tipo de tubos térmicos, los llamados tubos de conductancia variable, que son capaces de variar automáticamente la transferencia de calor. Esto lo consiguen debido a que incorporan una cámara situada al lado del condensador, en la cual se introduce un gas inerte, que funciona sólo cuando la diferencia de presiones entre las dos cámaras permite salir al gas inerte.

#### 8.3.5 Radiadores

La función de los radiadores es la de disipar el calor generado por el satélite al espacio, generalmente en forma de radiación infrarroja. Los radiadores son paneles que pueden tener diversas formas, y pueden ser estructurales, de placa plana o desplegables una vez que el satélite está en órbita. Para el acabado superficial exterior, se emplean materiales que tengan un coeficiente de emisividad alto y uno de absorción bajo para poder emitir la mayor cantidad de radiación posible. Algunos ejemplos son los espejos de cuarzo, el teflón de aluminio o de plata y la pintura blanca. Por otro lado, la superficie interior del radiador, que puede o no estar en contacto con el componente al que protege, se suele recubrir con un acabado que tenga gran

absorción, como es la pintura negra. Además, los radiadores presentan una alta fiabilidad y una gran duración, estando sólo limitados por la contaminación exterior.

Para calcular la potencia de radiación de un radiador se utiliza la expresión de Stefan-Boltzmann, ecuación (8.1).

$$Q = \varepsilon \cdot \sigma \cdot A \cdot T^4 \quad (8.1)$$

siendo  $Q$  la potencia de radiación del radiador,  $\varepsilon$  la emisividad,  $\sigma$  la constante de Stefan-Boltzmann (cuyo valor es  $5,67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$ ),  $A$  el área, y  $T$  la temperatura absoluta. La representación gráfica de esta ecuación se muestra en la figura 8.7 (representando en el eje Y el término  $Q/A$ ), en la cual se puede observar la gran influencia que existe entre el calor radiado por el radiador y la temperatura absoluta a la que se encuentre.

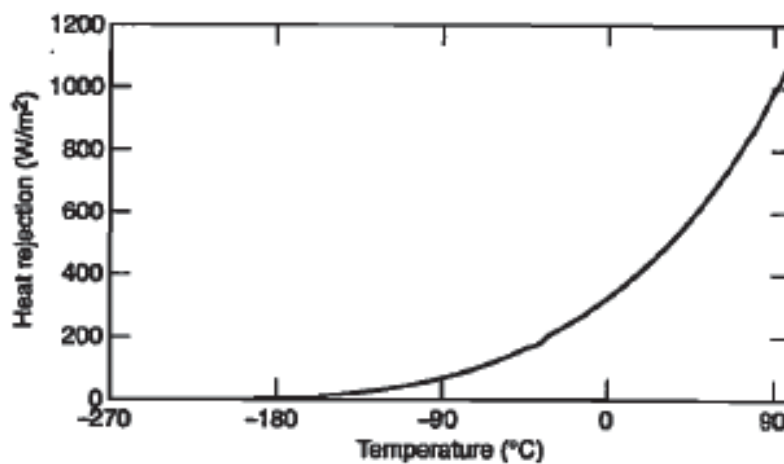


Figura 8.7. Relación existente entre el calor radiado y la temperatura [4].

## 8.4 Controles térmicos activos

Los controles térmicos activos, a diferencia de los pasivos, sí consumen energía, y para funcionar necesitan emplear piezas móviles que hacen disminuir la fiabilidad. Además, son más caros, complejos y pesan más que los sistemas pasivos. Por contra, el ajuste de la temperatura es mejor, ya que estos sistemas se pueden controlar (o bien desde el centro de control de tierra o bien mediante los sensores y la centralita que se instalan en el satélite), para que la temperatura de los distintos subsistemas sea siempre la adecuada, sean cuales sean las condiciones exteriores. Sin embargo, y tal y como se comentó anteriormente, la fiabilidad y el alto consumo de los controles térmicos activos impiden que sean los únicos dispositivos de control térmico del satélite. Por lo general, se instalan junto con los dispositivos pasivos, utilizando únicamente los activos cuando el control pasivo no sea suficiente, como por ejemplo cuando los recubrimientos estén muy degradados. Los dispositivos activos más empleados son los siguientes:

### 8.4.1 Calentadores

Los calentadores se utilizan para proteger a los componentes de los ambientes fríos, ya sea porque éstos se encuentran apagados o bien porque se encuentran durante la fase de eclipse. Para controlar la temperatura se pueden utilizar termostatos, dispositivos electrónicos o desde el centro de control de tierra.

El modelo más común es el formado por dos láminas de un material flexible y aislante, colocando entre medias una resistencia eléctrica. En algunas ocasiones, se puede instalar más de un circuito para que ante el fallo de uno, el sistema pueda seguir produciendo calor.

#### 8.4.2 Persianas térmicas

Las persianas térmicas, también llamadas *louvers*, se utilizan para controlar la transferencia de radiación con el entorno que las rodea. Por lo general, las persianas se utilizan para expulsar radiación, empleando materiales con un alto coeficiente de emisividad. Sin embargo, si se utilizan materiales absorbentes, la persiana actúa de forma contraria, e incluso se podría usar un tipo de material por un lado de la lámina y otro diferente por el otro lado. Las persianas más empleadas son las conocidas como persianas venecianas. Este tipo de persianas se componen de varias láminas, uno o varios actuadores que mueven las láminas, y los elementos que forman la estructura soporte.

En cuanto al funcionamiento, la mayor o menor expulsión de radiación depende de la posición que tengan las láminas. Si éstas se encuentran cerradas, actuarán como un escudo en el que la expulsión de radiación se reduce al mínimo posible. El caso opuesto sería aquel en el que las láminas se encuentran totalmente abiertas, expulsando hasta 6 veces más de radiación que en el caso anterior. Otra posibilidad es colocar las láminas en posiciones intermedias cuando no se necesitan expulsar grandes cantidades de radiación. Por otro lado, cuando las láminas adquieren una determinada posición, este sistema no consume potencia. No obstante, para mover las láminas, los actuadores sí consumen potencia, de ahí que se considere a este sistema activo.

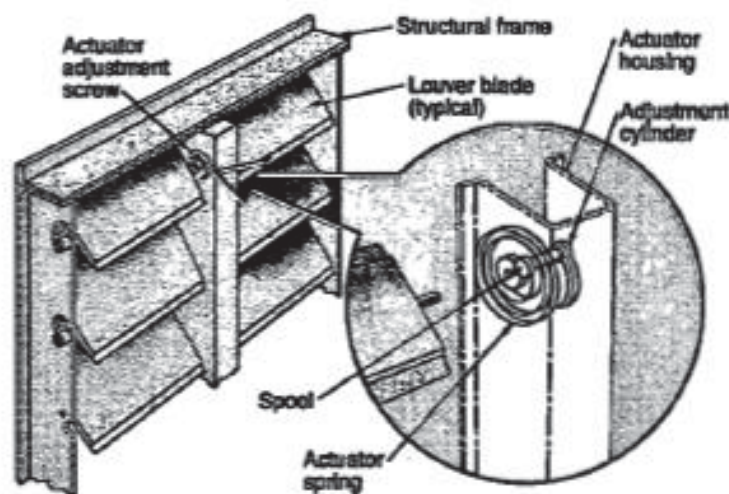


Figura 8.8. Esquema de una persiana térmica estilo veneciano con el detalle del actuador [4].



Habitualmente, las persianas se colocan entre un radiador y el espacio exterior, sin embargo, también se pueden utilizar para controlar la radiación de calor entre los distintos subsistemas interiores del satélite o bien entre los componentes y el espacio exterior.

## 8.5 Conclusiones

Para el satélite de estudio, se ha optado por sistemas pasivos los cuales, como se ha visto antes, no consumen potencia y tienen una gran fiabilidad. La elección de utilizar sistemas pasivos se debe a que los equipos del satélite no van a sufrir grandes cambios de temperatura, ya que la órbita que se empleará es la denominada órbita de tarde en la cual el satélite no se encuentra nunca en período de eclipse.

De los diferentes dispositivos pasivos, se han seleccionado las mantas MLIs para proteger la carga de pago del calor proveniente del Sol. Para las demás partes del satélite que requieran cierta protección térmica, se utilizarán recubrimientos térmicos. Uno de los mayores problemas de utilizar este tipo de protección es su susceptibilidad al entorno, pero dado que la misión se ha estimado en 5 años, la degradación no afectará gravemente al control de la temperatura del satélite propuesto.

## 8.6 Bibliografía

- [1] “Gestión térmica de sistemas espaciales”. María Jesús Rivas Martínez
- [2] [http://perusolar.org/17-spes-ponencias/02-ConversionTermica/AdrianoPenaRolandoWilder/Adriano\\_Pena\\_Rolando\\_Wilder.pdf](http://perusolar.org/17-spes-ponencias/02-ConversionTermica/AdrianoPenaRolandoWilder/Adriano_Pena_Rolando_Wilder.pdf)
- [3] “Subsistemas del satélite. Plataforma”. Miguel Calvo, Ramón Martínez
- [4] “Space Mission Analysis and Design”. Wiley J. Larson, James R. Wertz
- [5] “Elements of Spacecraft Design”. Charles D. Brown
- [6] “Spacecraft Systems Engineering”. Peter Fortescue, John Stark
- [7] “Space Vehicle Design”. Michael D. Griffin, James R. French
- [8] “Zahorí. Satélite de recursos naturales”. Fermín Navarro
- [9] [http://fermi.gsfc.nasa.gov/acd/images/djt/ACD\\_and\\_MMS.html](http://fermi.gsfc.nasa.gov/acd/images/djt/ACD_and_MMS.html)

## Capítulo 9

### Diseño del subsistema de potencia

#### 9.1 Introducción

El subsistema de potencia de cualquier satélite es el encargado no sólo de obtener la energía necesaria para que todos los equipos funcionen correctamente, sino también de almacenarla, distribuirla y controlar sus flujos. Por ello, puede decirse que el subsistema de potencia de cualquier satélite es el sistema de mayor importancia de entre todos los embarcados. Además, de los posibles fallos que pueden producirse en un satélite, el que tiene mayor importancia es el del subsistema de potencia, ya que estadísticamente implica el 47% de las pérdidas de un satélite [1]).

La evolución de este sistema a lo largo de los años ha sido notable. En los primeros satélites, los niveles de potencia eran sólo de unos pocos vatios al emplearse como fuente de potencia únicamente baterías, lo que reducía el tiempo de la misión. Sin embargo, la necesidad de realizar misiones de mayor duración llevó al desarrollo de nuevas formas de obtención de energía como los paneles solares, que reciben la energía radiada directamente del Sol y la transforman en energía eléctrica. Otros sistemas de energía que se pueden encontrar hoy en día en los vehículos espaciales son los generadores termoeléctricos de radioisótopos, los reactores nucleares y las pilas de combustible. La elección de uno u otro sistema depende de varios factores como son el nivel de potencia media y el pico de potencia necesarios, la duración de la misión, la altitud de la órbita, la distancia a la que se encuentre el Sol, y la configuración propia del satélite. En la figura 9.1 se pueden observar los sistemas de energía que se han mencionado en función del nivel de potencia que pueden desarrollar y de la duración de la misión.

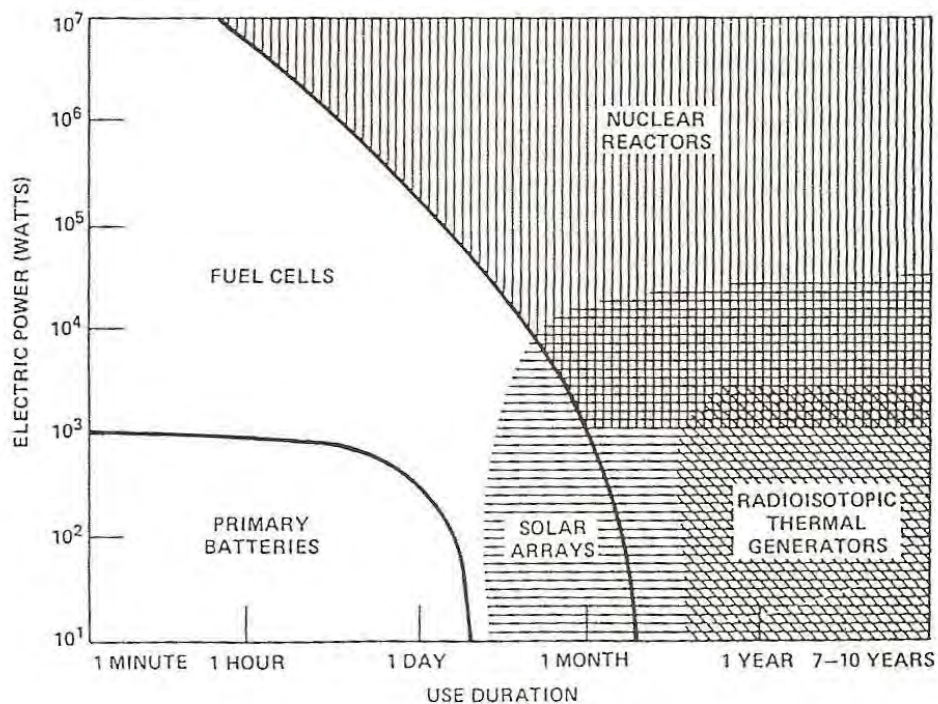


Figura 9.1. Potencia y empleo de los distintos sistemas de energía de un satélite en función de la duración de la misión [8].

En la tabla 9.1 se muestra una primera aproximación de los niveles de potencia requeridos en el satélite propuesto, para tener así una base a partir de la cual se pueda determinar el número de paneles y baterías necesarios. La obtención de estos valores se basa en la experiencia adquirida en el desarrollo de la misión UPM Sat-1, en los trabajos de prediseño del UPM Sat-2, y los trabajos de Chang y otros [2], Ravanbakhsh y Mortazavi [3], Cussac y otros [4], Dobrin [5], y Ebale y otros [6]. Según estos resultados, y teniendo en cuenta que la duración de la misión es de 5 años, se ha seleccionado como fuente de energía principal del subsistema de potencia un conjunto de paneles solares (véase la figura 9.1), empleándose baterías recargables únicamente durante la fase de lanzamiento y durante las fases de comunicación en períodos de actividad sísmica. Cuando se detecten valores anómalos de esta actividad, el satélite enviará la información recogida a otros centros de control escogidos que se encuentren bajo su órbita (en concreto, se han seleccionado 3), sin necesidad de esperar a pasar por el centro de control de Tierra elegido (véase el capítulo 10). Se

espera de esta forma poder controlar de forma más precisa la evolución del seísmo en tiempo real. Así pues, el consumo extra de potencia que requiere el sistema de comunicación del satélite para realizar dichas comunicaciones con los distintos centros de control, será proporcionado exclusivamente por las baterías.

Tabla 9.1. Primera aproximación de los niveles de potencia exigidos.

Subsistema	Consumo (W)	Perfil de consumo
Control térmico	0	Continuo
Control de actitud	35	Continuo
Potencia	44	Continuo
C&DH*	9	Continuo
Comunicaciones**	17	Continuo
	70	Sobre control Tierra (10 min)
Carga de pago	70	Continuo
<b>TOTAL</b>	<b>175</b>	<b>Continuo</b>
	<b>228</b>	<b>Sobre control Tierra (10 min)</b>

\* C&DH: *Command and Data Handling*

\*\*También llamado TT&C: *Telemetry, Tracking and Command*

En los siguientes apartados se calcula la potencia que deben proporcionar las distintas fuentes de energía, teniendo en cuenta los parámetros que más les afectan, como son la degradación y el efecto de la temperatura. Por último, en la tabla 9.2 se recuerdan algunos valores sobre la órbita que describirá el satélite propuesto (obtenidos en el capítulo 3), ya que su conocimiento es necesario a la hora de determinar la potencia de las distintas fuentes de energía.

Tabla 9.2. Datos de la órbita.

<b>Período orbital</b>	5888 s (98,1 min)
<b>Tiempo de visibilidad sobre el control de Tierra</b>	10 min
<b>Altura de la órbita</b>	670 km
<b>Duración misión</b>	5 años

#### 9.1.1 Elementos del subsistema de potencia

El subsistema de potencia de los satélites, y también de otros vehículos espaciales, se compone fundamentalmente de tres elementos: una fuente de potencia primaria, una fuente de potencia secundaria, y un sistema de control y distribución de la potencia obtenida o almacenada.

La fuente de energía primaria es la encargada de obtener la potencia necesaria para que funcionen los distintos equipos embarcados. Esta potencia se puede obtener de diversas maneras, según sea el sistema de potencia empleado. Los paneles solares captan la energía solar transformándola en energía eléctrica gracias a las células que llevan incorporados. Las pilas de combustible obtienen energía eléctrica debido a la reacción química entre el hidrógeno y el oxígeno, obteniéndose agua, por lo que este sistema es muy empleado en las misiones tripuladas (además, con este sistema se pueden obtener grandes cantidades de potencia en un corto período de tiempo). Los generadores termoelectrónicos de radioisótopos basan su funcionamiento en la transformación de la energía liberada por la desintegración de los radioisótopos en energía eléctrica, y se utilizan fundamentalmente en misiones que se encuentran muy alejadas del Sol [7]. Por último, en los reactores nucleares se consigue la potencia necesaria mediante una fisión nuclear, aunque su uso no está muy extendido [8].

La fuente de energía secundaria es la encargada de almacenar una parte de la energía proporcionada por la fuente primaria, para después aportarla para alimentar a los equipos y carga útil cuando la fuente de energía primaria no está funcionando. Por lo general, la fuente de energía secundaria la forman las baterías, las cuales proporcionan la potencia requerida por los distintos subsistemas durante los períodos de eclipse, y

se cargan durante los períodos de sol gracias a la energía obtenida por los paneles solares. Sin embargo, las baterías sólo tienen un gran rendimiento cuando la duración del eclipse es corta (como ocurre en las órbitas LEO), y cuando no se requieren grandes consumos de potencia. Por ello, en la actualidad, muchos satélites emplean paneles solares como fuente primaria y pilas de combustible como secundaria [8]. Esta configuración permite que durante los períodos de eclipse los distintos subsistemas del satélite sigan recibiendo potencia eléctrica gracias a la reacción química que se produce en las pilas.

En cuanto al subsistema de control y distribución de la mencionada potencia, su misión principal es la de proporcionar el nivel de potencia adecuado que necesita cada subsistema del satélite. Entre los elementos que pueden formar parte de este subsistema, se encuentran el regulador de descarga, y el cargador de las baterías. El regulador de descarga (*shunt regulator*) es el encargado de desviar los posibles excesos de potencia que se puedan originar expulsándolos al exterior en forma de calor, por ejemplo mediante un radiador o mediante la propia estructura del satélite. Por otro lado, el cargador de las baterías es el encargado de controlar la velocidad con la que cargan las baterías. En la figura 9.2 se muestra un esquema básico del sistema de potencia de un satélite, en el cual se han utilizado paneles solares como fuente de potencia primaria y baterías como fuente de potencia secundaria.

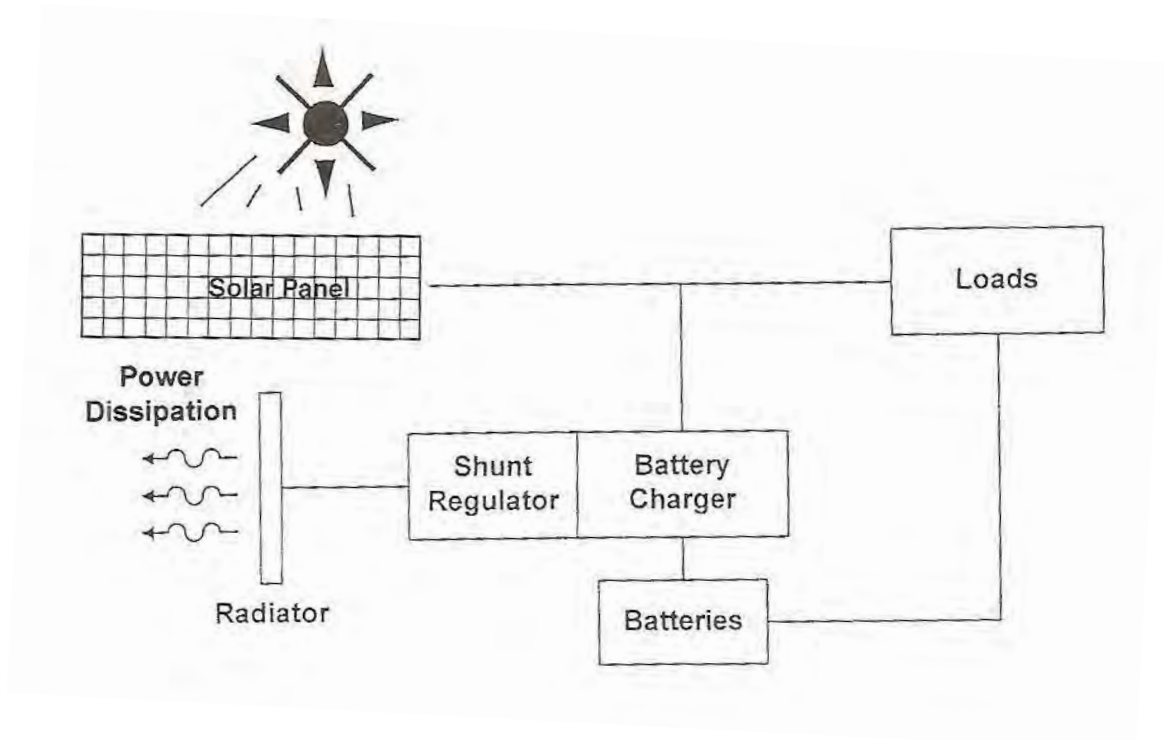


Figura 9.2. Esquema básico del sistema de potencia [8].

## 9.2 Consumos de potencia

En este apartado se detallan los consumos de potencia de cada subsistema del satélite, obteniéndose por lo tanto la potencia media por órbita que debe proporcionar la fuente de energía primaria. Se han obtenido los distintos valores de la potencia consumida por cada subsistema a partir de los datos relativos a otras misiones realizadas, entre las que destacan los distintos satélites HEAO (*High Energy Astrophysics Observatory*), el satélite de comunicaciones FLTSATCOM (*Fleet Satellite Communications System*), y el satélite SIMBA (*Spanish Image Broad Acquisition*) [9]. En la tabla 9.3 se incluye una estimación de los consumos de potencia de cada subsistema, expresados de forma porcentual, según sean los requisitos de potencia del vehículo espacial.

Tabla 9.3. Consumo porcentual de potencia media por órbita de los diferentes subsistemas de un satélite [10].

Subsistema	Potencia del vehículo espacial		
	< 100 W	≈ 200 W	> 500 W
Carga de pago	20% - 50%	40%	40% - 80%
Propulsión	0%	0%	0% - 5%
Control de actitud	0%	15%	5% - 10%
Comunicaciones	15%	5%	5% - 10%
C&DH	5%	5%	5% - 10%
Control térmico	0%	5%	0% - 5%
Potencia	10% - 30%	30%	5% - 25%

Una vez que se ha estimado el consumo de cada subsistema, es posible calcular el nivel de potencia que tendrá el satélite de estudio para poder englobarlo dentro de uno de los tres grupos mostrados en la tabla 9.3. Se ha tomado como punto de partida el consumo de potencia del satélite Demeter por ser un satélite semejante al de este de proyecto. Esto es posible ya que se ha seleccionado para la misión la misma instrumentación embarcada en el mencionado satélite Demeter. Así, la potencia media por órbita que tendrá el satélite propuesto será aproximadamente de 200 W (en el caso del Demeter es de 230 W [4]), siendo el consumo de la carga de pago de 70 W. Por lo tanto, si se supone que la carga de pago consume un 40% de la potencia total (véase tabla 9.3), el consumo medio de potencia total del satélite puede estimarse en 175 W.

Los consumos de cada subsistema del satélite de estudio se muestran en la tabla 9.4, variándose ligeramente los porcentajes mostrados en la tabla 9.3 para un mayor ajuste a la misión a realizar. El consumo del sistema de control de actitud se ha incrementado un 5% para poder satisfacer los requerimientos del sistema de estabilización triaxial. El consumo del sistema de comunicación también se ha visto incrementado un 5% para que la transmisión de datos con el centro de control de tierra sea más efectiva. Por otro lado, se ha considerado que el control térmico no consume energía dado que, tal



y como se especifica en el capítulo 8, los dispositivos térmicos elegidos son pasivos, por lo que no requieren consumir potencia para su funcionamiento. Por último, el consumo del sistema de potencia se ha reducido un 5%. Se debe aclarar que este consumo de potencia no es ni de los paneles solares, ni de las baterías, ni tampoco de la unidad de control de potencia (los cuales no consumen apenas energía), sino que corresponden al consumo del regulador (cuyo consumo se estima en un 20% del total) y a las pérdidas en los cables de conexión y distribución (representando el 5% restante [10]).

Tabla 9.4. Estimación de los consumos de potencia de los subsistemas del satélite de estudio.

Subsistema	% potencia total	Potencia (W)
Carga de pago	40%	70
Propulsión	0%	0
Control de actitud	20%	35
Comunicaciones	10%	17
C&DH	5%	9
Control térmico	0%	0
Potencia	25%	44
<b>TOTAL</b>	<b>100%</b>	<b>175</b>

Por otro lado, y tal y como se puede observar en la tabla 9.1, se ha supuesto el consumo de cada subsistema como un valor continuo a lo largo de toda la órbita, excepto durante el paso por el control de Tierra, donde el consumo del subsistema de comunicaciones se incrementa para enviar los datos recogidos. Este modo de consumo es una primera base sobre la que dimensionar el sistema de potencia, pudiendo ser necesario variar los consumos de algunos subsistemas a lo largo del proyecto para adecuarlos mejor a las características de la misión.

### 9.3 Paneles solares

Los paneles solares son la fuente de potencia primaria del satélite de estudio, y son los encargados de producir la potencia necesaria al satélite, además de recargar las baterías cuando éstas hayan sido utilizarlas. Como se ha comentado anteriormente, los paneles solares son la fuente de potencia más empleada en aquellos vehículos espaciales cuyas órbitas sean LEO o GEO, y que además no se encuentren muy alejadas del Sol para que la potencia que reciben los paneles sea significativa (se consideran las misiones a Marte como el límite de uso de los paneles solares) [11].

#### 9.3.1 Células solares

Los elementos más importantes que componen un panel solar son las células solares, ya que son las encargadas de convertir la energía solar incidente en energía eléctrica. Por ello, la potencia que se pueda conseguir dependerá fundamentalmente de las características de las células, de ahí la importancia de tener en cuenta todos los factores que pueden afectarlas, y los cuales se detallan a continuación.

Las células están formadas por dos semiconductores, uno tipo  $n$  y otro tipo  $p$ , situándose entre ambos una zona aislante (*junction region* o también *depletion zone*) que es donde incidan los fotones. El funcionamiento de las células consiste en absorber los fotones de la radiación solar, originándose pares de huecos de electrones<sup>9</sup>. De esa manera, se obtiene una fuerza electromotriz que permite conseguir la potencia deseada. Este proceso se puede observar en la figura 9.3.

---

<sup>9</sup> Un hueco de electrón es la ausencia de un electrón en un átomo o en una red, permitiendo el paso de corriente en los semiconductores.

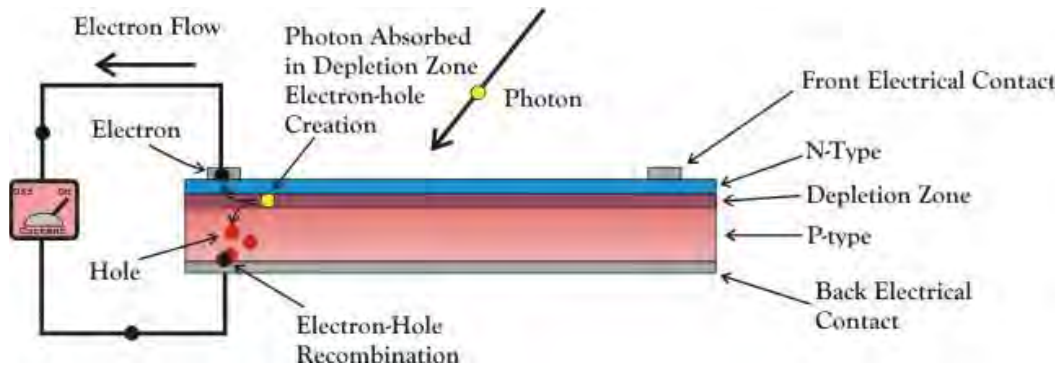


Figura 9.3. Esquema de una célula solar [12].

La configuración mostrada en la figura 9.3 es una *n-on-p*. Esta configuración es la más utilizada en los paneles solares, ya que se ha comprobado que este diseño proporciona una mayor resistencia ante la radiación que en el caso de la configuración *p-on-n* [13].

Durante el proceso de absorción de fotones, hay que tener en cuenta el valor de la banda prohibida (*band gap*) de las células, ya que determinará la cantidad de energía que deben absorber los electrones para que se puedan mover dentro del semiconductor. Es decir, los fotones que incidan en la célula solar deben tener una energía mayor o igual que la de la banda prohibida para que los electrones puedan ir desde la banda de valencia hasta la banda de conducción. No obstante, la energía de los fotones no debe ser mucho mayor que la que necesitan los electrones, ya que ese exceso de energía se convierte en calor, el cual se disipará dentro de la célula disminuyendo su rendimiento. Lo ideal es que el material del que estén fabricadas las células tenga un valor de energía de banda prohibida bajo para poder absorber la mayor cantidad de fotones posibles. Sin embargo, estos tipos de materiales poseen longitudes de ondas grandes que generan elevadas tensiones en las células. Por ello, se suelen emplear materiales que tengan energías de banda prohibida un poco mayores, por lo general entre 1,1 y 1,7 eV [14]. En la tabla 9.5 se exponen los valores de bandas prohibidas de algunos de los materiales que se utilizan como semiconductores.

Tabla 9.5. Bandas prohibidas de algunos semiconductores [15].

Material	Banda prohibida
GaSb	0,7
Ge	0,66
Si	1,11
CdS	1,2
InP	1,35
GaAs	1,43
CdTe	1,49
CdSe	1,73
GaP	2,26

En cuanto a los materiales del que están hechas las células, existen varios tipos. Por lo general, se suele utilizar la capacidad que tienen los semiconductores de variar su conductividad cuando se les añaden impurezas, también llamados elementos dopantes. En el caso de las células fabricadas en silicio (grupo 14 de la tabla periódica), se las puede dopar, o bien con elementos de un grupo mayor (grupo 15), como puede ser el arsénio o el fósforo (teniendo un exceso de electrones), o bien con elementos de un grupo menor (grupo 13) como pueden ser el boro o el indio (teniendo una falta de electrones). Lo más común en el caso del silicio (Si) es dopar la capa *n* con fósforo (P), teniendo de esa manera carga negativa, y formar la capa *p* dopándolo con boro (B), consiguiendo carga positiva. Además, y tal y como se ha visto en la tabla 9.5, también se pueden fabricar células solares utilizando semiconductores de los grupos 13 y 15, como son las células de arseniuro de galio (GaAs), de fosfato de indio (InP), de fosfato de galio (GaP), o antimonio de galio (GaSb). Por otro lado, también se pueden encontrar células de sulfuro de cadmio (CdS), de telururo de cadmio (CdTe), o de seleniuro de cadmio (CdSe), las cuales están formadas por la combinación de elementos de los grupos 12 y 16. De todos estos semiconductores, los que se emplean más frecuentemente para formar las células solares son los de Si y los de GaAs.

En la figura 9.4 está representada la curva corriente-tensión, también conocida como curva  $I$ - $V$ , de una célula solar. El punto más importante en este tipo de curva es el de máxima potencia (*maximum power*), definido por los valores  $V_{mp}$  e  $I_{mp}$ , y cuyo producto es igual al área del rectángulo que está dibujado con puntos suspensivos en la figura. Los otros puntos que aparecen en la figura 9.4 son el de corriente de cortocircuito (*short circuit current*),  $I_{sc}$ , que es el valor de la corriente que tiene la célula cuando no hay tensión (cortocircuito), y el de tensión de circuito abierto (*open circuit voltage*),  $V_{oc}$ , que es el valor de la tensión cuando la corriente es cero (circuito abierto).

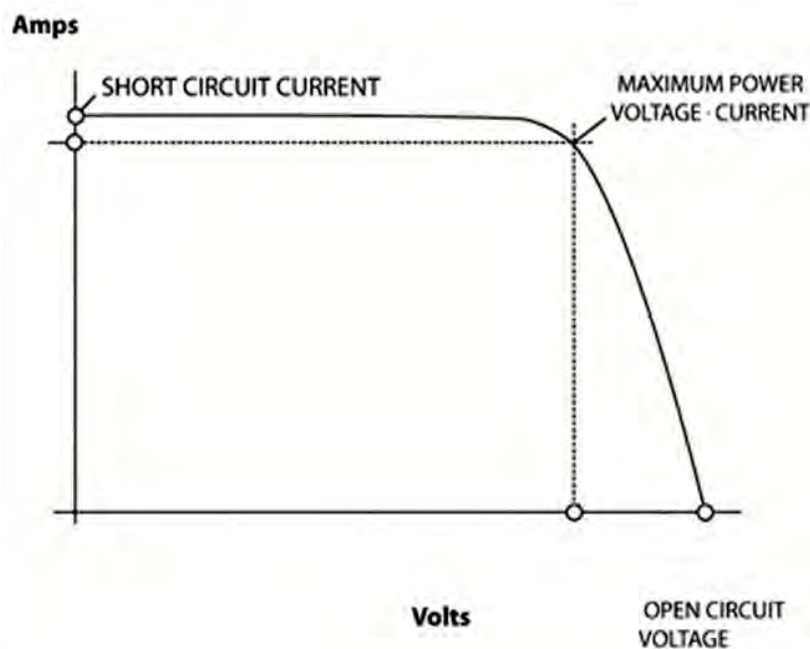


Figura 9.4. Curva corriente-tensión [16].

Ha de tenerse en cuenta, además, que la curva de corriente-tensión de las células solares varía con la temperatura. Dado que la temperatura de las células no es constante, sino que va variando a lo largo de la órbita, los valores de tensión y corriente también irán variando. Si las células se encuentran en ambientes fríos, se obtiene un valor de corriente de cortocircuito menor que si se encontrase a mayor temperatura, pero sin embargo, la tensión de circuito abierto varía de forma inversa.

Estos cambios de temperatura no sólo afectan a la regulación de potencia, sino que también afectan al rendimiento energético de las células. Así, para estimar cuál será la eficiencia y cuánta energía será capaz de proporcionar las células solares, es necesario conocer el valor medio de temperatura en la órbita al que estarán sometidas dichas células.

Para hallar la eficiencia de las células ( $\eta$ ), se emplea la ecuación (9.1):

$$\eta = \frac{P_{salida}}{P_{incidente}} \quad (9.1)$$

en donde  $P_{salida}$  es la potencia que se va a obtener, dada una potencia solar incidente determinada,  $P_{incidente}$ . Por lo general, las células que se comercializan tienen eficiencias de entorno a  $\eta = 0,17$  para las de Si y  $\eta = 0,28$  para las de GaAs (estas eficiencias son las que presentan las células S 32 y 3G-28% respectivamente, ambas de la empresa Azurspace). Estas eficiencias se han obtenido para una temperatura determinada, la cual deberá ser facilitada por el fabricante junto con el valor de la eficiencia conseguido, y que por lo general suele estar al alrededor de los 28 °C. En la siguiente tabla se muestran las principales características de las dos células solares que se han seleccionado.

Tabla 9.6. Características fundamentales de las células solares estudiadas [17], [18].

	Material	Área (cm <sup>2</sup> )	V <sub>OC</sub> (V)	I <sub>SC</sub> (mA)	V <sub>mp</sub> (V)	I <sub>mp</sub> (mA)	$\eta$
<b>S 32</b>	Si	23,61	0,628	1081	0,528	1024,6	0,17
<b>3G - 28%</b>	GaAs	30,18	2,667	506	2,371	487	0,28

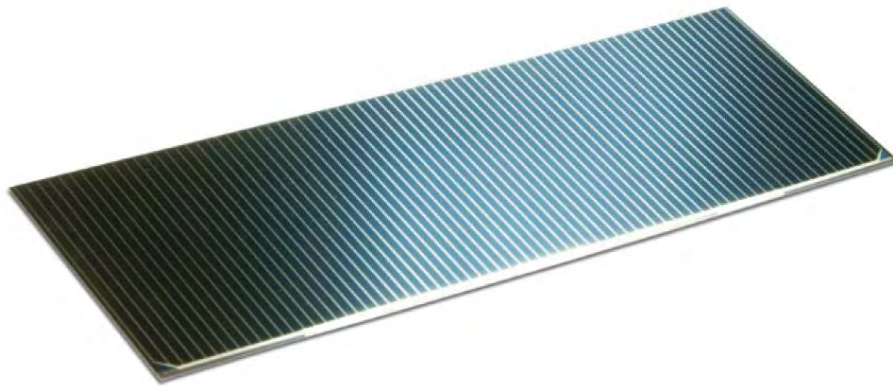


Figura 9.5. Célula solar S 32 [17].

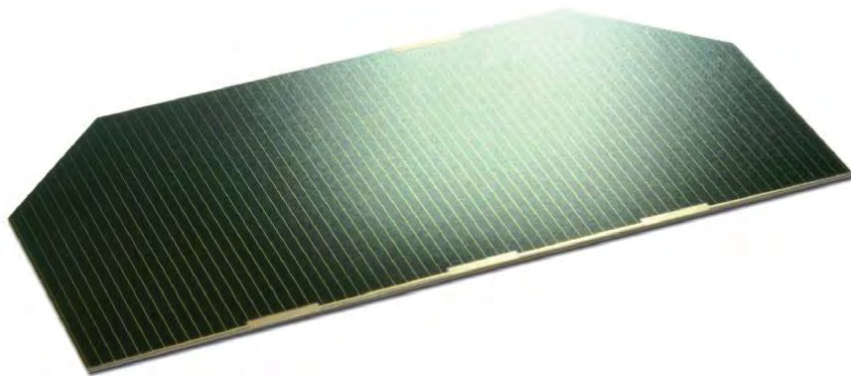


Figura 9.6. Célula solar 3G - 28% [18].

Como ya se ha comentado, la temperatura a la que se encontrarán las células durante la misión será distinta a la mencionada, por lo tanto la eficiencia se verá afectada. Esta degradación se puede cuantificar en un 0,5% por cada grado que se desvíe de la temperatura de referencia dada por el fabricante [10]. Por otro lado, se ha de tener en cuenta también que el área efectiva de las células solares no es del 100% del área que ocupan sobre la superficie del satélite, sino que es más adecuado considerar que es el 95% de ésta.

Otro dato a tener en cuenta es el ángulo entre las células y los rayos incidentes. Si el ángulo es de  $0^\circ$ , como es el caso del satélite de estudio, la radiación absorbida por las células será máxima (y por lo tanto, la potencia obtenida también será máxima), ya que:

$$I_s = Q \cdot \cos \theta \quad (9.2)$$

donde  $I_s$  es la radiación que absorbe una célula,  $Q$  es irradiancia solar, que en el caso de una órbita LEO en la Tierra es de  $1367 \text{ W/m}^2$  (este dato es un valor de compromiso ya que al tener la Tierra una órbita elíptica, la incidencia solar va cambiando al ir variando también la distancia al Sol), y  $\theta$  es el ángulo de incidencia de los rayos solares. En la figura 9.7 se representa gráficamente la ecuación (9.2).

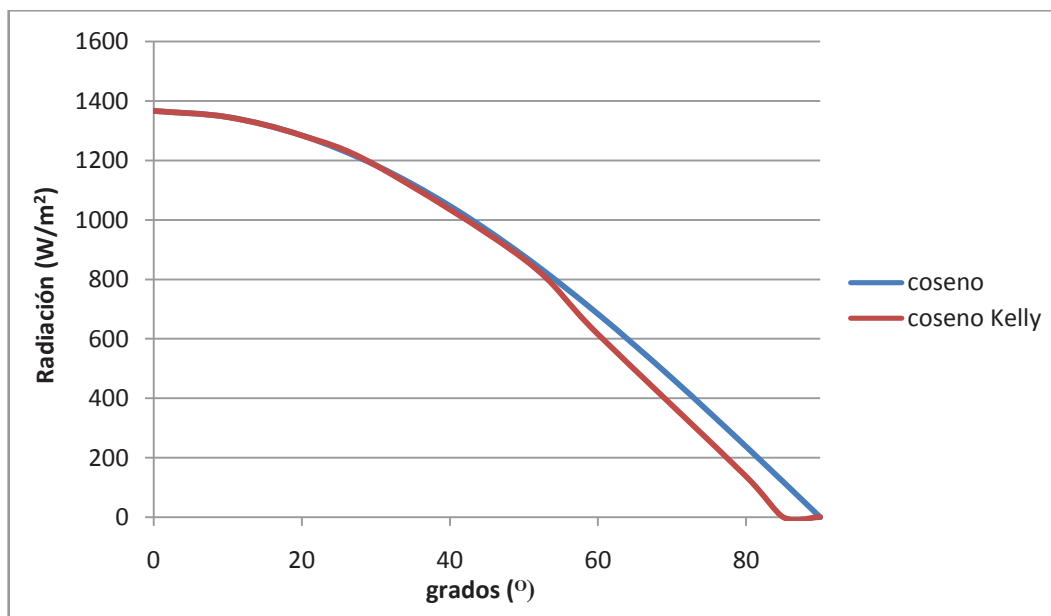


Figura 9.7. Radiación aprovechada por una célula solar según el ángulo de incidencia de los rayos solares [11].



Como se puede observar, se consigue una radiación incidente muy próxima al valor máximo con ángulos menores a  $+5^\circ$ , ya que la pérdida de potencia es de apenas de un 0,5%. Así, para conseguir la potencia máxima es necesario que el ángulo esté comprendido entre  $\pm 5^\circ$ . Sin embargo, la figura 9.7 sólo es válida entre  $0^\circ$  y  $50^\circ$ , ya que por encima de dicho ángulo la radiación obtenida difiere a causa del valor del coseno, y a partir de  $\theta = 85^\circ$  las células no son capaces de proporcionar potencia. Por ello, a partir de  $\theta = 50^\circ$  es recomendable utilizar el coseno de Kelly [19], y cuyos valores se muestran en la tabla 9.7.

Tabla 9.7. Valores del coseno de Kelly [19].

Ángulo de incidencia ( $^\circ$ )	Coseno	Coseno de Kelly
30	0,866	0,866
50	0,643	0,635
60	0,500	0,450
80	0,174	0,100
85	0,087	0

Otro factor que también influye en la estimación de la eficiencia de las células es la degradación por radiación. Esta degradación obliga a diferenciar dos fases: el comienzo de la misión (BOL, *Beginning-Of-Life*) y el final de la misión (EOL, *End-Of-Life*). El dimensionado del sistema de potencia debe realizarse con la potencia EOL, para que el consumo de potencia esté garantizado a lo largo de toda la misión. Por ello, durante el BOL habrá un exceso de potencia disponible que no se utilizará, siendo necesario su control para evitar problemas térmicos. La degradación a la que están sometidas las células es debida fundamentalmente a los protones y electrones que se encuentran en el campo magnético terrestre, siendo mayor la influencia de los protones para altitudes menores de 15000 km, y de los electrones para altitudes por encima de esa cota. A la hora de cuantificar esa degradación, se puede considerar que para una órbita

LEO, como es el caso de este estudio, la pérdida de eficiencia por cada año de misión es de un 3,75% si las células son de Si, y de un 2,75% si las células son de GaAs [10].

### 9.3.2 Requisitos de potencia de los paneles solares

Como ya se ha comentado, los paneles solares forman la fuente de energía primaria. Por ello, los paneles deben proporcionar la potencia que necesitan los distintos subsistemas para que funcionen (denominado modo continuo), el aporte extra de consumo en el subsistema de comunicación durante el paso del satélite por el centro de control principal (denominado modo de comunicación normal), y además, también debe proporcionar una potencia adicional que permita recargar las baterías después de que éstas hayan tenido que entrar en funcionamiento (denominado modo de comunicación extraordinario).

Un factor importante a tener en cuenta es el número de veces que el satélite pasará por el/los centro/s de control. En la figura 9.8 se muestra la longitud de la órbita del satélite en función de su número. Si se toma como origen el paso del satélite por el paralelo en donde se encuentra el centro de control de Tierra elegido, se observa que la siguiente órbita que pasa cerca del control de Tierra en modo ascendente, esto es, longitud  $360^{\circ}$ , es la número 15. Sin embargo, el satélite también pasa por el centro de control en modo descendente en estas 15 órbitas. Por lo tanto, se concluye que cada día el satélite se comunica dos veces con el/los centro/s de control. Por otro lado, también es necesario conocer el modo de funcionamiento del satélite de estudio. La carga de pago de este satélite se ha dimensionado para que detecte los posibles terremotos que puedan tener una magnitud superior a 7. Según el Servicio de Inspección Geológica de Estados Unidos (USGS), el número de terremotos al año que superan dicha magnitud es 19 [20], por lo tanto, puede suponerse que, de forma promediada, cada 19 días se detecta un terremoto. Además, se sabe que la carga de pago puede detectar valores anómalos 1 semana antes de que el seísmo se produzca, por lo que de esos 19 días, en 7, el subsistema de potencia estará en modo de comunicación extraordinario.

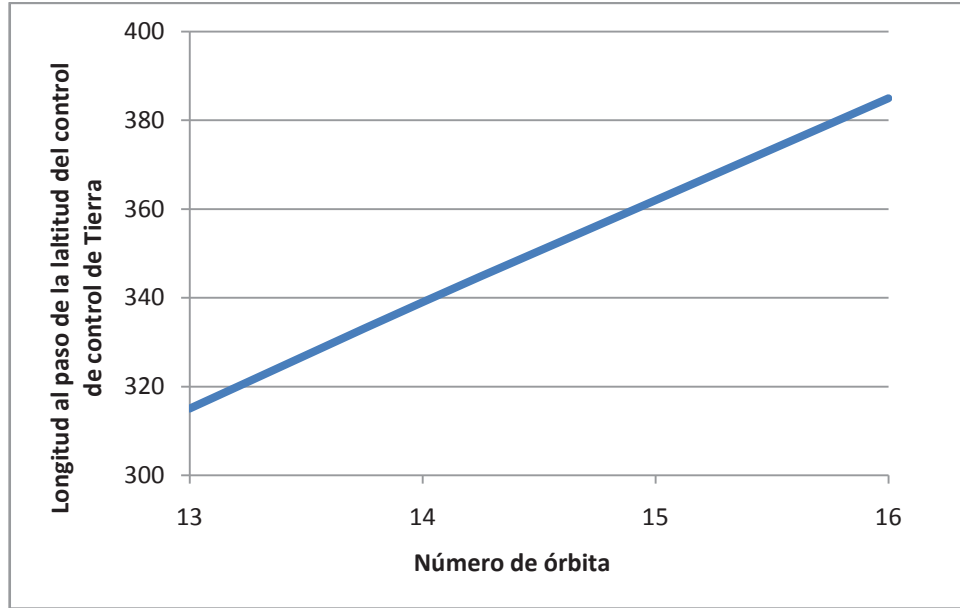


Figura 9.8. Longitud de las órbitas a partir del paso por el centro de control de Tierra.

Para conocer el área que ocuparán los paneles solares, primero es necesario estimar la potencia que el panel tiene que suministrar a los distintos subsistemas del satélite. La potencia que debe proporcionar el panel ( $P_{EOL}$ ) se corresponde con la que pueda desarrollar al final de la misión (EOL), y se calcula a partir de la siguiente expresión:

$$P_{EOL} \cdot T = \frac{[P_c \cdot T_c] + [P_{cn} \cdot T_{cn}] + [P_{cx} \cdot T_{cx}]}{X_d} \quad (9.3)$$

donde  $P_{EOL}$  es la potencia que debe desarrollar el panel solar,  $T$  es el período de tiempo, y cuyo valor es 1641600 s (19 días x 24 horas/día x 3600 segundos/día),  $P_c$  es la potencia en modo continuo y cuyo valor es 175 W (mostrado en la tabla 9.1),  $T_c$  es el período de tiempo en modo continuo y su valor se muestra más adelante,  $P_{cn}$  es la potencia en modo de comunicación normal, e igual a 228 W (tabla 9.1),  $T_{cn} = 22800$  s es el período de tiempo en modo normal (19 días x 10 minutos x 60 segundos/minuto x 2 veces que se pasa el centro de control de Tierra/día),  $P_{cx}$  es la potencia en modo de

comunicación extraordinario y que se ha considerado también a partir del consumo de 70 W, propio del subsistema de comunicaciones cuando está transmitiendo datos al control de Tierra. Así,  $P_{cx} = 387 \text{ W}$  ( $P_{cn} + (70 - 17) \times 3 \text{ W}$ ).  $T_{cx} = 25200 \text{ s}$  es el período de tiempo en modo extraordinario, (7 días x 10 minutos x 60 segundos/minuto x 2 veces que pasan los centros de control/día x 3 centros de control). Ahora, ya se puede conocer  $T_c = 1593600 \text{ s}$  ( $T - T_{cn} - T_{cx}$ ). Por último,  $X_d$  es el rendimiento que tienen los paneles durante la fase de día, y cuyo valor es de  $X_d = 0,8$  (considerando que la transferencia de potencia pasa por las baterías, siendo éste el peor caso). Resolviendo esta ecuación se obtiene que  $P_{EOL} = 223,74 \text{ W}$ . Todos estos datos han sido recogidos en la siguiente tabla:

Tabla 9.8. Períodos de tiempo y potencia en cada uno de los modos del satélite de estudio.

	Período de tiempo (s)	Potencia (W)
<b>Modo continuo</b>	1593600	175
<b>Modo de comunicación normal</b>	22800	228
<b>Modo de comunicación extraordinario</b>	25200	387
<b>TOTAL</b>	<b>1641600</b>	<b>223,74</b>

Conocida la  $P_{EOL}$  ya se puede calcular el área de los paneles solares:

$$P_{EOL} = A \cdot \eta_s \cdot (1 - \text{degradación} / \text{año})^{\text{años misión}} \cdot \eta_t \cdot \eta \cdot Q \quad (9.4)$$

siendo  $A$  el área de los paneles solares,  $\eta_s$  el área efectiva, e igual a 0,95, la degradación de la radiación solar se ha estimado en 3,75%/año para el caso del Si, y de 2,75%/año para las células de GaAs [10] (hay que tener en cuenta que la misión va a

durar 5 años),  $\eta_t$  es la degradación por temperatura. Los rendimientos de las células mostrados anteriormente se definieron a una temperatura de  $28^\circ\text{C}$ , sin embargo, la temperatura media en una órbita LEO es de aproximadamente  $67^\circ\text{C}$  [10], por lo que la variación de temperatura es de  $39^\circ\text{C}$ . Si ha estimado la degradación por cada grado de desviación en un 0,5%, se obtiene finalmente que  $\eta_t = 0,81$ . Por otro lado,  $\eta$  es la eficiencia de las células solares empleadas (se recuerda que para las células de Si es 0,17, y para las de GaAs es de 0,28), y  $Q$  es la irradiancia solar. Despejando  $A$  en la ecuación (9.4) se obtiene que las áreas respectivas de los paneles solares, dependiendo del tipo de células utilizado, deben ser de  $A(\text{Si}) = 1,515\text{ m}^2$ , y de  $A(\text{GaAs}) = 0,873\text{ m}^2$ . Todos estos datos han sido recogidos en la tabla 9.9.

Tabla 9.9. Resumen de las características obtenidas para cada una de las células estudiadas.

	$P_{\text{EOL}} (\text{W})$	$\eta_s$	degradación/año	$\eta_t$	$\eta$	Área ( $\text{m}^2$ )
<b>S 32</b>	223,74	0,95	3,75%	0,81	0,17	1,515
<b>3G - 28%</b>	223,74	0,95	2,75%	0,81	0,28	0,873

### 9.3.3 Dimensionado de los paneles solares

A continuación, se va a determinar el número de células solares y de grupos que debe haber en cada panel para cada uno de los dos tipos de células que se han estudiado. Para ello, primero es necesario conocer la superficie disponible para colocar las células. Como ya comenté en el capítulo 7, se ha optado por dividir el área del panel en dos partes iguales para tener cierta simetría. El área de cada una de esas partes se consigue gracias a un cilindro que desenrolla dos mantas de igual tamaño (figura 9.9). Por lo tanto, en realidad es como si se tuvieran 4 paneles solares, todos ellos de igual área. Se han dimensionado los paneles solares para cada uno de los tipos de células. Para ambos casos, la tensión del bus debe ser cercana a los 28 V, pudiendo ser necesario modificar este valor a lo largo del proyecto si se demuestra que no es adecuado para el tipo de misión que va a realizar el satélite propuesto.

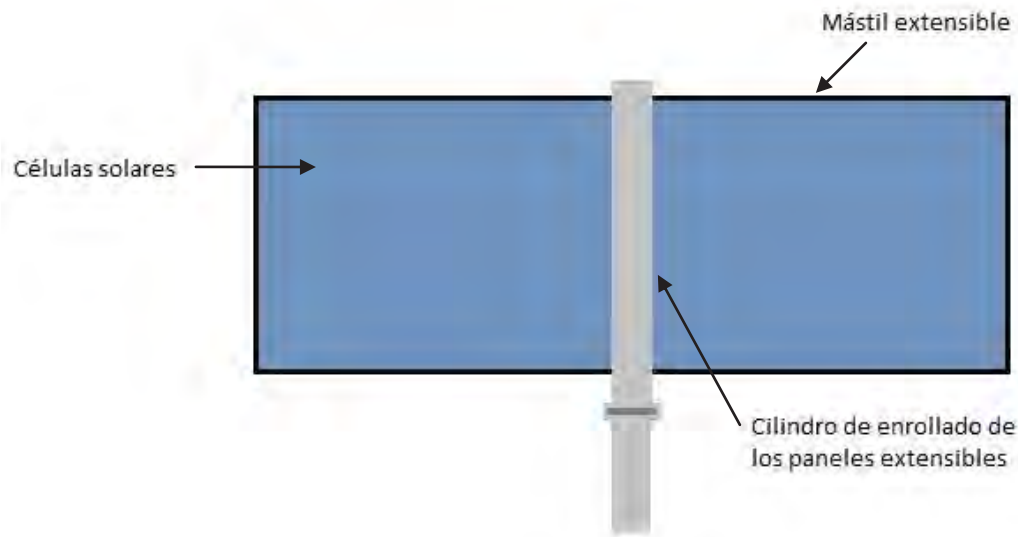


Figura 9.9. Configuración desplegada en uno de los cilindros.

### *Células S 32*

En el caso de las células S 32, para que cada grupo de células pueda proporcionar una tensión de 28 V se necesitan instalar 53,03 células en serie, ya que la tensión en el punto de máxima potencia,  $V_{mp}$ , de estas células es de 0,528 V (tabla 9.6). Sin embargo, las células solares son indivisibles, y dado que es conveniente tener un margen en el nivel de tensión para poder hacer frente ante posibles problemas, finalmente se montan 54 células S 32 por grupo. Por ello, sabiendo que el área de las células S 32 es de  $23,61 \text{ cm}^2$  (figura 9.10), cada grupo ocupa una superficie de  $1274,94 \text{ cm}^2$ .

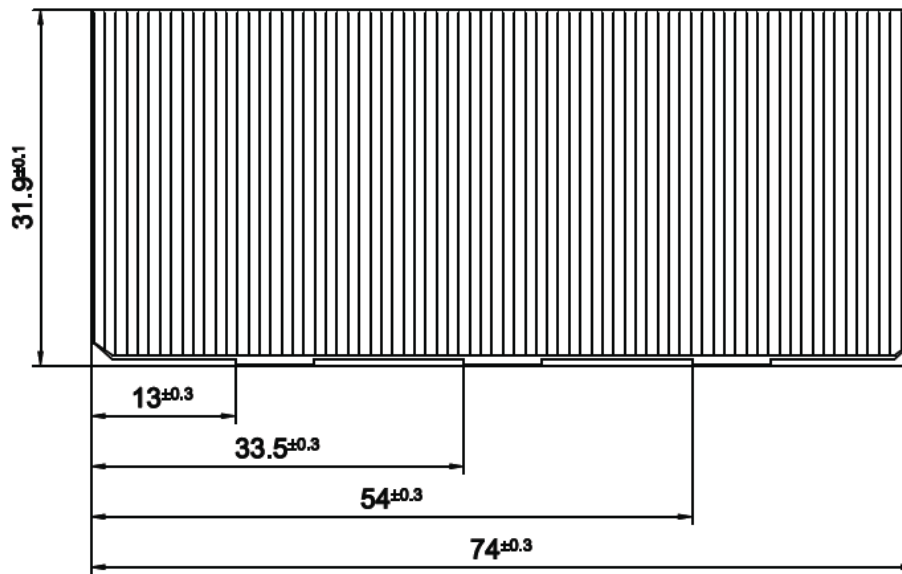


Figura 9.10. Dimensiones de la célula S 32 [17].

Para determinar el número de grupos que deben instalarse en el satélite, primero se necesita conocer el área disponible. Así, si este tipo de célula requiere una superficie total de  $1,515 \text{ m}^2$  (tabla 9.9), se pueden montar 11,89 grupos. Como ocurrió anteriormente, se debe tener un número de entero de grupos, por lo que se ha estimado que se deben instalar 12 grupos. Esta estimación implica que el área total aumente, y por lo tanto también lo haga la potencia. Sin embargo, la diferencia es de apenas  $0,015 \text{ m}^2$ , o lo que es lo mismo, la variación de potencia es de tan sólo 2 W (ecuación (9.4)), por lo que no representa un problema térmico considerable.

Por lo tanto, si se utilizan células S 32 es necesario que haya 12 grupos de 54 células cada uno, es decir, en total son 648 células. Si en vez de considerar la superficie total nos referimos a cada uno de los 4 paneles solares, se obtiene que el área de cada uno de esos paneles debe ser de  $0,379 \text{ m}^2$  y debe estar formado por 3 grupos de 54 células cada uno de ellos, tal y como se puede apreciar en la figura 9.11.





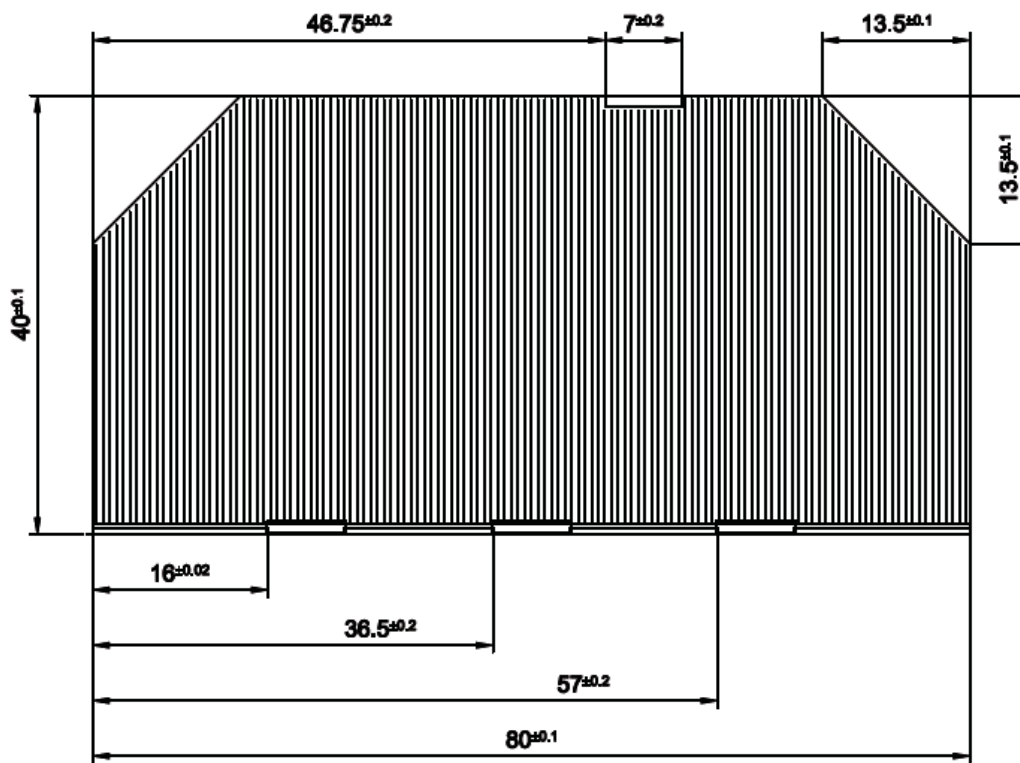


Figura 9.12. Dimensiones de la célula 3G – 28% [18].

Por otro lado, el área necesaria para obtener la potencia requerida (utilizando células de GaAs) se estimó en  $0,873 \text{ m}^2$  (tabla 9.9). Por lo tanto, el número de grupos que pueden instalarse es de 24,1. Sin embargo, los grupos de células no se pueden dividir, por lo que en realidad debe haber 24 grupos. Con este número de grupos, el área final disminuye hasta los  $0,869 \text{ m}^2$ . Sin embargo, apenas supone un cambio apreciable en la potencia obtenida, y es que el área se ve reducida solamente  $0,004 \text{ m}^2$ , lo que equivale a decir que la pérdida de potencia es únicamente de 1 W, por lo que con un correcto ajuste en los niveles de potencia de los distintos subsistemas es posible compensar esta diferencia de potencia.

Así, finalmente se obtiene que debe haber 24 grupos conectados en paralelo, y cada uno de ellos formado por 12 células conectadas en serie, siendo necesario utilizar 288 células 3G-28% en total. Si nos referimos a cada uno de los 4 paneles de forma

individual, cada uno de ellos debe tener un área de 0,218 m<sup>2</sup> sobre la que se montan 6 grupos de 12 células cada grupo (figura 9.13).


Figura 9.13. Distribución de los grupos de células 3G-28% en cada uno de los paneles.

Se ha de tener en cuenta, sin embargo, que a lo largo de los años de la misión habrá un exceso de potencia ya que el dimensionado de los paneles se ha realizado para que proporcione la potencia necesaria al final de la misión. Este exceso de potencia se traduce en calor, dando lugar a posibles problemas térmicos que pueden dificultar el correcto funcionamiento de los equipos. En la figura 9.14 se comparan las potencias obtenidas a lo largo de la misión usando paneles solares de células de Si y de GaAs.

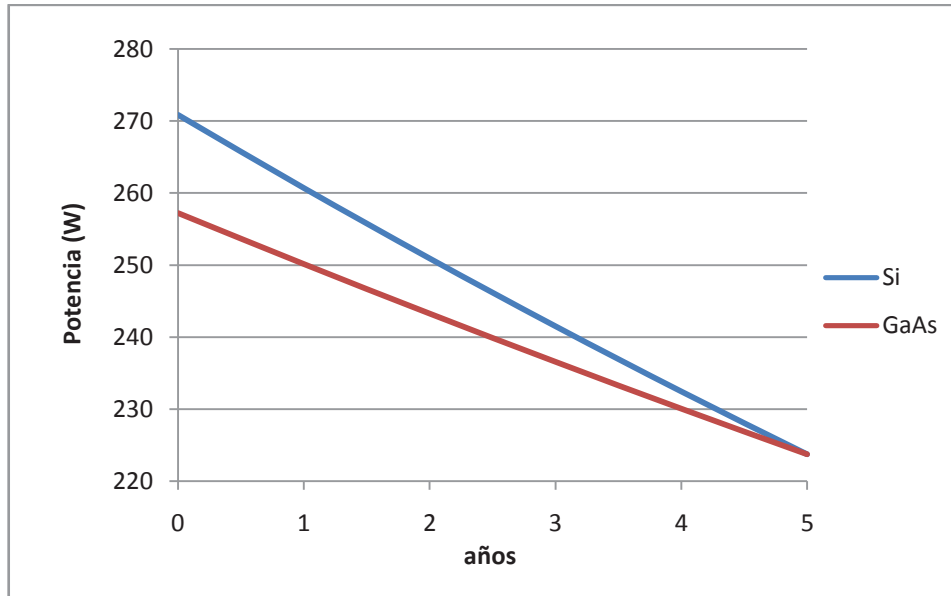


Figura 9.14. Comparativa entre las potencias obtenidas en los paneles solares del satélite utilizando células de Si y de GaAs.

Como se puede observar, la variación de potencia a lo largo de los años es mayor si se emplean células de Si, por lo que se originarán mayores problemas térmicos que en el caso de emplear células de GaAs. Por este motivo, y dado que el área necesaria es menor, se ha optado por instalar células de GaAs en el satélite de estudio.

No obstante, aún empleando células de GaAs la diferencia de potencia media por órbita entre el comienzo y final de la misión sigue siendo elevada ( $257,22 \text{ W} - 223,74 \text{ W} = 33,48 \text{ W}$ ). Por este motivo, se ha ideado un modo de utilización de los paneles en el cual, la superficie total de los paneles solares se divide en varios bloques de células independientes, que se van conectando al sistema de potencia cuando se requiere un aumento de ésta, consiguiendo un salto de potencia entre el comienzo y el final de la misión más pequeño, reduciendo así los niveles de calor radiado. A continuación se estudian dos posibles diseños, uno es empleando dos bloques de células, y otro es utilizando tres bloques. Se debe aclarar que las operaciones que se muestran a continuación han sido realizadas con los datos de la tabla 9.6 y no con los obtenidos tras el cálculo del número de grupos. Sin embargo, al final de este apartado ya se

tienen en cuenta las modificaciones realizadas para poder elegir de esta manera el diseño más adecuado.

#### *Panel solar de 2 bloques*

En este caso, el panel solar se divide en dos bloques de células. Se ha considerado que el segundo bloque de células entra en funcionamiento a los 2,5 años (a la mitad de la misión). Para calcular el área necesaria en los primeros 2,5 años, es decir, el área del primer bloque ( $A_1$ ) se ha empleado la ecuación (9.4), utilizando los datos anteriormente expuestos, excepto los años, que en este caso son 2,5. Resolviendo dicha ecuación se obtiene  $A_1 = 0,815 \text{ m}^2$ , por lo que el área del segundo bloque ha de ser  $A_2 = 0,058 \text{ m}^2$ . De este modo, se consigue reducir la diferencia entre potencias en más de un 50% (ahora la variación es de  $239,9 \text{ W} - 223,74 \text{ W} = 16,16 \text{ W}$ ). El primer bloque lo formarán 23 grupos de células mientras que el segundo lo compone únicamente 1 grupo. Esta disposición obliga a variar ligeramente las áreas de los bloques ante la imposibilidad de dividir en varias partes los grupos de células. Así, el primer bloque tendrá en realidad una superficie de  $A_1 = 0,833 \text{ m}^2$  que originará que durante los primeros 2 años y medio la potencia que proporcionarán las células sea superior a la estimada (del orden de  $5,5 \text{ W}$ ), mientras que el segundo bloque tendrá un área de  $A_2 = 0,036 \text{ m}^2$ , siendo el área final de  $0,869 \text{ m}^2$  (tal como se comentó anteriormente). En la figura 9.15 se compara el diseño de un solo bloque con el de 2 bloques.

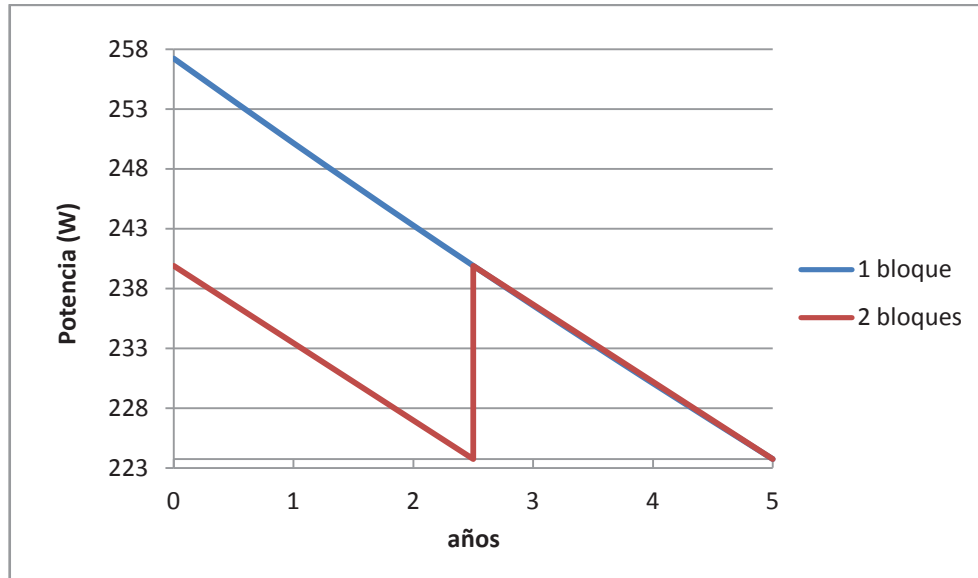


Figura 9.15. Diferencias en la potencia entre el diseño de 1 bloque y el de 2 bloques.

### Panel solar de 3 bloques

A continuación se estudia el caso en el que el panel se divide en tres bloques de células. Para ello, se ha dividido el número de años de la misión en tres partes iguales. El primer bloque de células ( $A_1$ ) funciona desde el comienzo de la misión, el segundo bloque ( $A_2$ ) empieza a trabajar a los 1,67 años, y por último, el tercer bloque ( $A_3$ ) funciona a partir de los 3,34 años de misión. Para calcular el área de cada bloque se ha seguido la misma ecuación que en el diseño de 2 bloques, a excepción de los años. Despejando  $A$  de la ecuación (9.4), y sabiendo que el número de años es 3,34, se obtiene que  $A_{1+2} = 0,834 \text{ m}^2$ . Esto significa que  $A_3 = 0,039 \text{ m}^2$ . Realizando otra vez la misma operación, pero esta vez poniendo como número de años 1,67, se obtiene que  $A_1 = 0,796 \text{ m}^2$ . Comparando este valor con  $A_{1+2}$  se llega a la conclusión de que  $A_2 = 0,038 \text{ m}^2$ . Con este diseño de panel solar se obtiene una diferencia de potencia entre el comienzo y el final de la misión de 10,66 W (la potencia al comienzo es de 234,4 W). En cuanto al número de células que componen cada uno de los bloques, el primero lo forman 22 grupos de células, mientras que tanto el segundo como el tercer bloque lo forma 1 sólo grupo. En este caso, el primer bloque apenas cambia ( $A_1 = 0,797 \text{ m}^2$ )

mientras que los otros dos varían levemente ( $A_2 = A_3 = 0,036 \text{ m}^2$ ), por lo que el área que se obtiene finalmente es  $0,869 \text{ m}^2$ .

En la figura 9.16 se muestra la variación de la potencia a lo largo de los años que presentan el diseño de 1 bloque de células y el de 3 bloques.

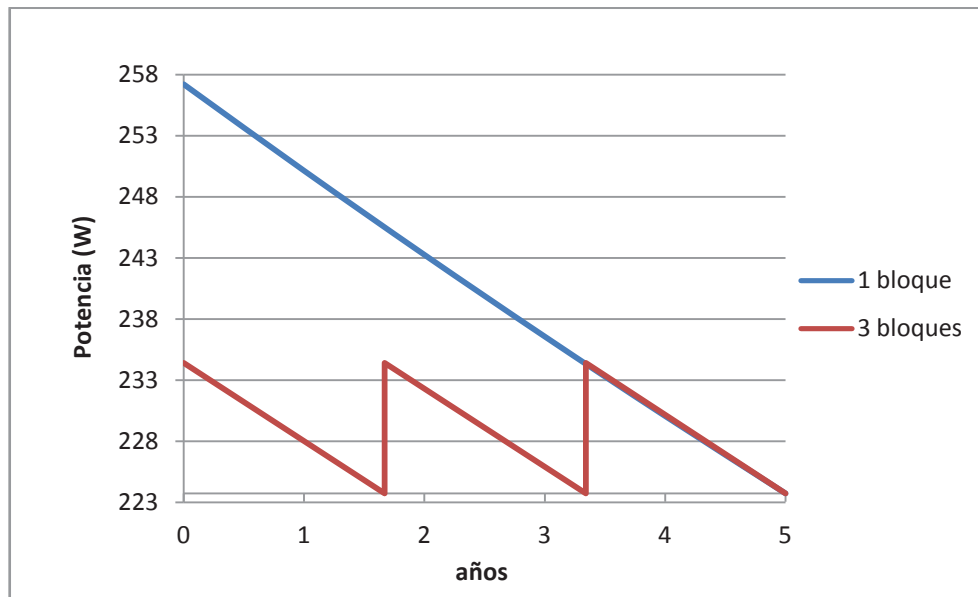


Figura 9.16. Diferencias en la potencia entre el diseño de 1 bloque y el de 3 bloques.

Comparando los diseños de dos y tres bloques (sin tener en cuenta las modificaciones de área), se puede observar que la diferencia de potencia media por órbita al comienzo de la misión es de apenas 5,5 W, por lo que la cantidad de calor radiado es aproximadamente constante en ambos diseños, y dado que el diseño de 3 bloques de células aumenta la complejidad del sistema de potencia al incorporar un bloque más, y no presentar excesivas ventajas, parece mejor solución el diseño de 2 bloques.

Sin embargo, es necesario comparar los dos diseños teniendo en cuenta las modificaciones a las que obliga el tener un número entero de grupos ya que las conclusiones pueden variar significativamente. Como se ha comentado anteriormente, el área total que se puede conseguir finalmente es de  $0,869 \text{ m}^2$ , que sustituyendo en la

ecuación (9.4) equivale a una potencia al final de la misión de  $P_{EOL} = 222,64$  W. Con estas condiciones, el diseño que sufre más cambios es el de dos bloques ya que las variaciones de área son más importantes. En la figura 9.17 se muestra, para el caso del diseño de 2 bloques, la diferencia que existe en la potencia obtenida al tener o no en cuenta las modificaciones comentadas. En la figura 9.18 se representa lo mismo, pero en este caso es para el diseño de 3 bloques.

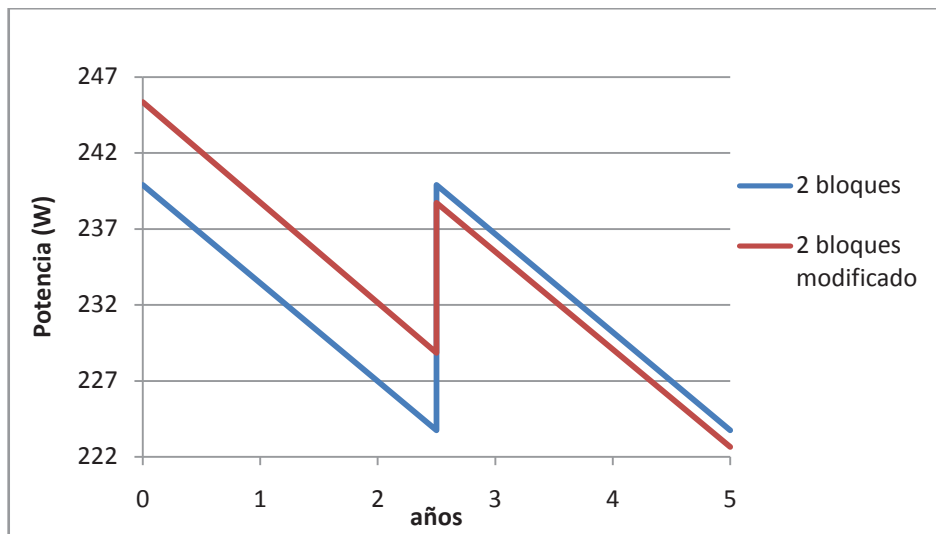


Figura 9.17. Diferencias en la potencia entre el primer y el segundo dimensionado.

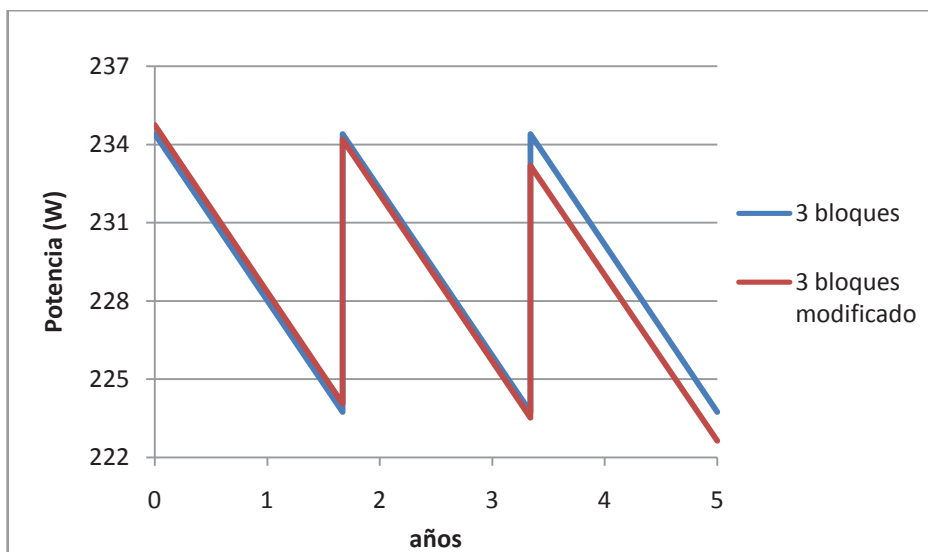


Figura 9.18. Diferencias en la potencia entre el primer y el segundo dimensionado.

Si se comparan ahora las potencias al inicio de la misión, la diferencia es de 10,61 W ( $245,35 \text{ W} - 234,74 \text{ W}$ ), casi el doble que antes. En esta ocasión, la variación de potencia si puede ocasionar diferencias en el nivel de calor radiado entre los dos diseños, por lo que si se consideran las modificaciones en el área es más recomendable emplear un diseño de 3 bloques, a pesar de la complejidad que pueda ocasionar este diseño. En la tabla 9.10 se resumen las características más importantes que tendrá el panel solar empleado en el satélite de estudio.

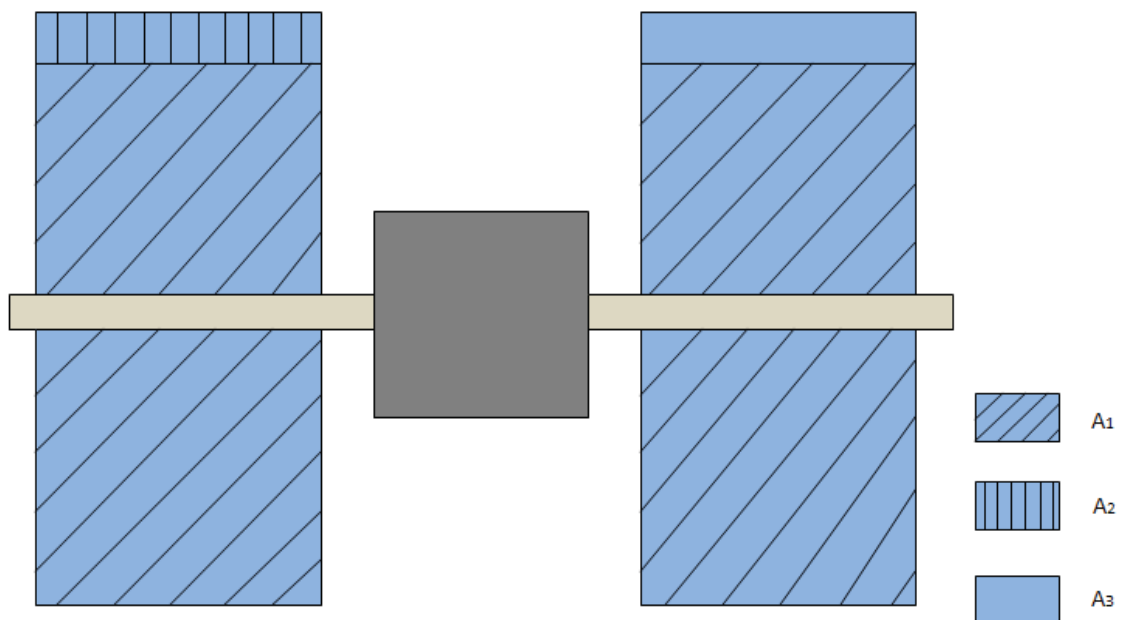


Figura 9.19. Distribución de los 3 bloques de células en el satélite de estudio.



Tabla 9.10. Características más relevantes del panel solar empleado.

<b>Modelo</b>	3G-28%
<b>Material</b>	GaAs
<b>Rendimiento</b>	0,28
$P_{BOL}$	234,74 W
$P_{EOL}$	222,64 W
<b>Área total</b>	0,869 m <sup>2</sup>
<b>Nº de células por grupo</b>	12
<b>Nº de grupos</b>	24
<b>Diseño</b>	3 bloques
	$A_1 = 0,797 \text{ m}^2$
	$A_2 = 0,036 \text{ m}^2$
	$A_3 = 0,036 \text{ m}^2$

#### 9.4 Baterías

Las baterías van a actuar como fuente de energía secundaria, pero no para generar la potencia del satélite durante los períodos de eclipse, sino como una fuente de potencia que ayude a los paneles a proporcionar los picos de potencia que se puedan presentar durante la misión, como puede ser durante la fase de lanzamiento para alcanzar la órbita adecuada, o durante los períodos de actividad sísmica para facilitar las comunicaciones con los distintos centros de control.

Las baterías están formadas por celdas individuales que se conectan en serie para aumentar la tensión, y que dependiendo del valor que se quiera obtener, se tendrán más o menos celdas. En cuanto a los tipos de baterías que se pueden encontrar en el mercado, las más utilizadas son las de Níquel-Cadmio (NiCd), aunque últimamente se están empleando otros tipos de baterías como son las de Níquel-Hidrógeno (NiH<sub>2</sub>) o las de Ión-Litio (Li-ion), las cuales ofrecen mejores características que las de NiCd, a costa de un mayor precio.

Los principales parámetros que determinan el comportamiento y el funcionamiento de las baterías son la velocidad de carga-descarga, la profundidad de descarga, el nivel de sobrecarga, y la sensibilidad a los problemas térmicos que se puedan producir.

En la figura 9.20 se muestra la curva de carga-descarga de una batería, en donde el eje X representa el estado de la carga o descarga (según corresponda), y el eje Y la tensión. Lo que interesa conseguir en estas curvas es una zona de descarga (la zona derecha de la figura) lo más plana posible, para que la entrega de potencia sea constante durante el mayor tiempo posible. Además, en este tipo de curva también se puede conocer el comportamiento de la batería durante el proceso de carga, evitando de este modo sobrecargar la batería.



Figura 9.20. Curva de carga-descarga de las baterías [10].

La profundidad de descarga (DOD, *Depth-Of-Discharge*) es el tanto por ciento de la capacidad de la batería que se consume durante el período de descarga, y varía inversamente proporcional al número de ciclos. Por ello, en las órbitas LEO, al ser el número de ciclos muy alto (se producen alrededor de 14 eclipses por día), el DOD será

bajo. Por el contrario, en las órbitas GEO, el DOD es alto ya que el número de ciclos es bajo.

En cuanto a la temperatura, es un factor que determina en gran medida el comportamiento de las baterías. Para temperaturas bajas, por ejemplo, el proceso de descarga no se produce correctamente, ya que las reacciones químicas se realizan de forma más lenta, por lo que la corriente obtenida será menor.

#### 9.4.1 Requisitos de potencia de las baterías

A continuación, se realiza una primera estimación de la capacidad necesaria que deben tener las baterías para producir la potencia durante los períodos de comunicación con los centros de control. Cuando los datos recogidos por el satélite indiquen actividad sísmica, entonces, se realizará un control exhaustivo de dicho terremoto. Para ello, los datos que vaya recogiendo el satélite los podrá enviar a otros centros de control, y no sólo al centro de control principal de la misión. Estos centros de control adicionales van a ser 3. Por lo tanto, durante los períodos de actividad sísmica, el satélite estará continuamente enviando información a los 4 centros de control asignados, aportando las baterías la potencia extra que se necesita para comunicarse con los 3 centros de control auxiliares.

Empleando la ecuación (9.5) se obtiene la capacidad que tendría que tener un sólo grupo de baterías ( $C_{chg}$ ) para proporcionar la potencia necesaria para que la comunicación entre el satélite y los distintos centros de control se realice correctamente.

$$C_{chg} = \frac{P_b \cdot T_b}{DOD \cdot n \cdot V_{bus}} \quad (9.5)$$

Se sabe que la potencia que se requiere durante el proceso de comunicación con los centros de control es de  $P_b = 70 \text{ W}$ , el período de comunicación es de aproximadamente  $T_b = 420 \text{ min} = 7 \text{ h}$  (ya que se pasa 2 veces al día por los 3 centros de control adicionales durante 10 minutos), la eficiencia de transmisión entre las baterías y la carga es de  $n = 0,9$  [10], y  $V_{bus}$  es la tensión en el bus de salida y que se ha considerado de  $28 \text{ V}$  (este dato puede ser revisado a lo largo del proceso de diseño). Para hallar el DOD se ha empleado la figura 9.21, ya que relaciona el número de ciclos con el DOD. La carga de pago del satélite de estudio se ha dimensionado para que detecte los posibles terremotos que puedan tener una magnitud superior a 7. Según el Servicio de Inspección Geológica de Estados Unidos (USGS), el número de terremotos al año que superan dicha magnitud es 19 [20]. Por lo tanto, si se sabe que el satélite puede detectar valores anómalos 1 semana antes de que el seísmo se produzca, se obtiene que las baterías deberán funcionar 19 semanas/año, es decir, 133 días/año. Por otro lado, sabiendo que el período orbital de nuestro satélite es de  $5888 \text{ s}$ , se obtiene que el satélite realiza 14,674 órbitas/día, es decir, 15 órbitas/día. Como ya se concluyó en el apartado 9.3.2, el satélite se comunica con los distintos centros de control 2 veces al día. Por lo tanto, si las baterías deben proporcionar la potencia suficiente para comunicarse con los 3 centros de control adicionales durante los períodos de actividad sísmica, las baterías deben realizar 6 ciclos/día. Multiplicando este valor por los 133 días/año que estarán operativas las baterías y por los 5 años que va a durar la misión, se obtienen 3990 ciclos. Finalmente, si se introduce el número de ciclos en la figura 9.21, se obtiene un DOD (NiCd)  $\approx 39\%$ , y un DOD (NiH<sub>2</sub>)  $\approx 60\%$ , valor similar al de las baterías de Li-ion [11]. Por ello, y dado que en la actualidad las baterías de Li-ion se emplean más que las de NiH<sub>2</sub>, en lo sucesivo sólo se van a analizar las baterías de NiCd y de Li-ion.

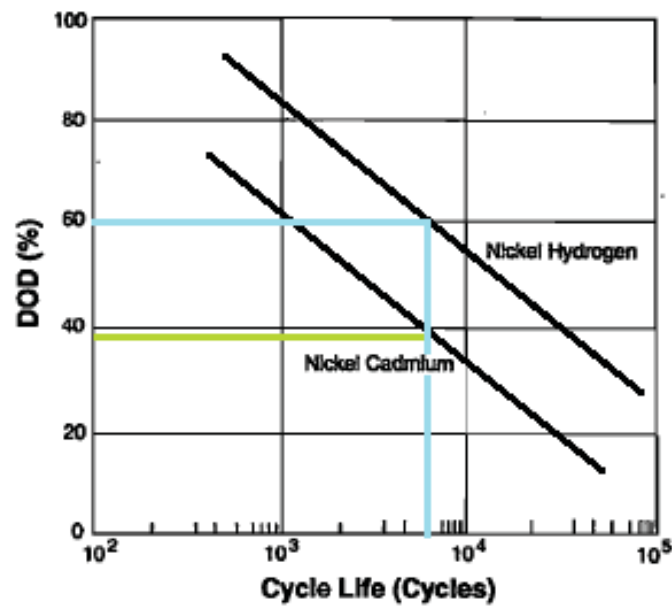


Figura 9.21. Ciclo de vida vs DOD [10].

Resolviendo la ecuación (9.5) con estos datos, se obtiene que la capacidad que debe tener una batería es de  $C_{chg}$  (NiCd) = 49,86 A·h, o de  $C_{chg}$  (Li-ion) = 32,41 A·h.

Una vez que se conocen las capacidades que debe proporcionar un grupo de baterías, a continuación se debe calcular el número de celdas que debe haber por grupo. Para ello, primero es necesario conocer las características que tendrán las baterías empleadas. Para estudiar las baterías de NiCd se ha seleccionado la batería P/N 31771, de la empresa Space Vector, y como ejemplo de batería de Li-ion se ha escogido la batería VES 16, de la compañía Saft. En la tabla 9.11 se resumen las características de ambas baterías. Para mayor información, consúltese el capítulo 11.

Tabla 9.11. Características principales de las baterías de estudio.

	P/N 31771	VES 16
<b>Composición química</b>	NiCd	Li-ion
<b>Peso (kg)</b>	6,62	0,115
<b>Capacidad (A·h)</b>	7	4
<b>Tensión nominal (V)</b>	28,8	3,6

Para calcular el número de celdas por grupo de baterías se utiliza la ecuación (9.6).

$$V_{bus} = V_{bat} (N - 1) - V_d \quad (9.6)$$

donde  $V_{bus}$  es la tensión en el bus de salida e igual a 28 V,  $V_{bat}$  es la tensión nominal de cada una de las celdas,  $N$  es el número de celdas conectadas en serie, y  $V_d$  es el margen considerado ante la tensión del diodo de aislamiento que puede ocasionar el sistema de control de potencia, y que en un principio se estima en 1,1 V. Resolviendo esta ecuación con los valores mostrados en la tabla 9.11, se obtiene que  $N$  (NiCd) = 2,01, y  $N$  (Li-ion) = 9,09. Sin embargo, dado que el número de celdas debe ser un número entero, y que además el criterio empleado es bastante conservativo, se puede redondear a la baja, obteniéndose finalmente  $N$  (NiCd) = 2, y  $N$  (Li-ion) = 9.

Una vez conocido el número de celdas que debe haber en cada grupo, es necesario calcular el número de grupos de baterías que deben instalarse en paralelo para conseguir el valor de la capacidad total hallado anteriormente. En el caso de las baterías de NiCd, el valor de la capacidad total es de 49,86 A·h. Empleando la batería P/N 31771, cuya capacidad es de 7 A·h, hacen falta instalar 8 grupos de baterías, obteniéndose una capacidad final de 56 A·h. Por otro lado, si se opta por instalar baterías de Li-ion VES 16 habrá que emplear 9 grupos, ya que la capacidad de dicha batería es de 4 A·h (a 40 °C), siendo finalmente la capacidad de 36 A·h.

Por último, es necesario calcular de nuevo los valores de DOD ya que las capacidades de ambos tipos de baterías han variado. Despejando de la ecuación (9.5) el término DOD, y utilizando las nuevas capacidades, se obtiene finalmente que DOD (NiCd) = 34,7%, y DOD (Li-ion) = 54%.

### **9.5 Distribución y control de la potencia**

Para distribuir la potencia que se genera en las distintas fuentes de energía se necesitan diversos elementos que permitan llevar esa energía de un sitio a otro, como por ejemplo de los paneles solares a los subsistemas. El sistema de distribución de potencia está compuesto por cables, un protector de fallos, e interruptores para encender o apagar los equipos. Para dimensionar los cables se puede utilizar la figura 9.22, en la cual se relaciona la masa que debe tener el cableado en función de la corriente que pasa a través de él. En relación a la protección, el objetivo principal es el de detectar el fallo, y aislarlo para más tarde corregirlo. El aislamiento del fallo es fundamental puesto que si no se separa del circuito, puede provocar graves problemas en el sistema de potencia como puede ser un consumo de potencia excesivo. Para aislar los posibles fallos que se puedan producir, se han seleccionado fusibles, colocando algunos de ellos en serie con el bus, al ser la opción más empleada en los distintos vehículos espaciales. Por último, los interruptores que se suelen utilizar son relés mecánicos. En el caso del satélite de estudio, no haría falta instalar ningún interruptor ya que el consumo de los subsistemas es de manera continua. Sin embargo, se ha optado por colocar uno ya que su contribución a la masa del satélite y su coste no son significativos.

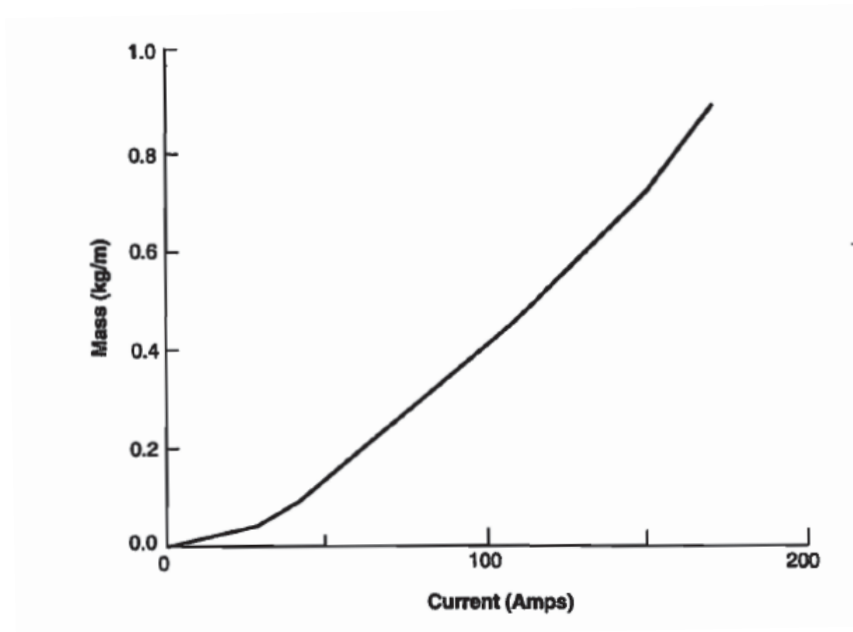


Figura 9.22. Masa del cableado en función de la corriente [10].

Por otro lado, el sistema de control de potencia realiza tres funciones: controlar la salida de potencia en los paneles solares, controlar la carga de las baterías, y controlar la potencia que les llega a los subsistemas y carga de pago (lo que se conoce también como tensión del bus).

El control de la potencia en los paneles solares se realiza para que sólo entre en la red la potencia que asegure el funcionamiento de los distintos equipos, es decir, para que la energía sobrante ni sobrecargue las baterías ni genere calor en el interior del satélite. Para controlarlo existen dos métodos: uno es mediante un rastreador de potencia máxima (PPT, *Peak Power Tracker*), y el otro es mediante un sistema de transferencia directa de energía (DET, *Direct Energy Transfer*). El funcionamiento del PPT se basa en la extracción de la potencia exacta que necesitan los distintos equipos hasta el pico de potencia de la red, transformando la tensión de salida en unos niveles aceptables de bus. En el sistema DET se emplea un radiador de derivación que convierte el exceso de potencia en calor para ser radiado al espacio.



La carga de las baterías se puede realizar de dos formas diferentes, o bien de manera paralela o bien individualmente. La forma más económica de cargarlas es en paralelo ya que es el modo más simple, sin embargo, tiene el inconveniente de que degrada las baterías más rápido que si se cargasen de forma individual, y además, las baterías pueden tener distintas corrientes y temperaturas entre ellas a pesar de recibir todas la misma tensión.

Por último, el control de la tensión del bus es fundamental ya que no todos los equipos instalados en un satélite pueden tolerar las variaciones que se producen en la tensión del bus (producidas por la trayectoria que sigue el satélite). Existen tres formas de controlar la tensión del bus. Una de ellas es controlarlo de forma parcial, es decir, sólo se controla la tensión del bus durante los períodos de día, y no durante la descarga de las baterías. Otro modo es controlar la tensión del bus de forma completa, desde los paneles hasta las baterías. Por último, los propios equipos son quienes pueden regular el bus mediante una tensión de entrada.

## **9.6 Conclusiones**

Como se ha visto, existen varios materiales para fabricar tanto los paneles solares como las baterías, cambiando mucho sus características si se emplea uno u otro material. Por ello, es necesario identificar los requisitos del satélite de estudio de forma que la elección de los materiales empleados sea la adecuada.

En relación a los paneles solares, se han seleccionado las células 3G-28% (de GaAs) de la empresa Azurspace, y aunque su precio sea mayor que el de las células de Si, sus mejores características han tenido mayor importancia a la hora elegir este tipo de células. El área que debe tener el panel solar debe ser de  $0,873 \text{ m}^2$ , pero sin embargo, dado que el consumo de potencia del satélite propuesto es elevado, se ha optado por utilizar paneles desplegables. Con este tipo de paneles se consigue captar la mayor cantidad de energía solar ya que se pueden posicionar adecuadamente los paneles según sea la posición que tenga el Sol en cada momento, e independientemente de la orientación del satélite. Como ya se comentó en el capítulo 7, se han seleccionado

paneles enrollables a un cilindro ya que permiten reducir el peso de los paneles, además de demostrar ser un sistema fiable ya que se ha empleado en otras misiones espaciales. Para que el control del satélite no se vea afectado por el empleo de este sistema, se ha dividido el área del panel en dos mitades iguales, cada una con un área de  $0,4365 \text{ m}^2$ , manteniendo de esta manera una cierta simetría. Además, también hay que destacar que el panel solar se ha dividido en tres bloques de células para mejorar el comportamiento térmico en el interior del satélite al haber disminuido en más de la mitad la diferencia de potencia entre el comienzo y el final de la misión. Hay que aclarar que el diseño de tres bloques no afecta a la simetría del satélite ya que el área a cada lado sigue siendo la misma.

En cuanto a las baterías, se han escogido las baterías VES 16 (de Li-ion) de la empresa Saft. Esta elección se basa en que permite una mayor capacidad de descarga, pero sobre todo, en que con esta batería el peso obtenido es menor, ya que aunque se necesita un mayor número de baterías que empleando las P/N 31771, el peso de las VES 16 es de solamente 0,115 kg (comparado con los 6,62 kg de las NiCd).

Por último, en relación al sistema de control de potencia, se ha optado por emplear un rastreador de potencia máxima, PPT (*Peak Power Tracker*), al tener un peso inferior al DET, y además porque su uso está más extendido entre los vehículos espaciales con misiones menores a los 5 años.

## 9.7 Bibliografía

- [1] "Solar Arrays Testing for Space Applications". Omid Shekoofa
- [2] "SEDT (System Engineering Design Tool) development and its application to small satellite conceptual design". Young-Keun Chang, Ki-Lyong Hwang, Suk-Jin Kang
- [3] "Multidisciplinary Design Optimization Approach to Conceptual Design of a LEO Earth Observation Microsatellite". Ali Ravanbakhsh, Mahdi Mortazavi
- [4] "The Demeter microsatellite and ground segment". Thibery Cussac, Marie-Anne Clair, François Buisson
- [5] "Power System Modeling for Lionsat". Daniel Dobrin
- [6] "Power Control System for the Agile Satellite". G. Ebale, A. Lamantia, M. La Bella
- [7] "Celdas Solares para Uso Espacial: Optimización de Procesos y Caracterización". Mariana J. L. Tamasi
- [8] "Elements of spacecraft design". Charles D. Brown
- [9] "LEOMission\_Satellite Design Proposal".
- [10] "Space Mission Analysis and Design". Wiley J. Larson, James R. Wertz
- [11] "Space Vehicle Design". Michael D. Griffin, James R. French
- [12] <http://www.imagesco.com/articles/photovoltaic/photovoltaic-pg4.html>
- [13] [http://ieeexplore.ieee.org/xpl/login.jsp?tp=&arnumber=1546445&url=http%3A%2F%2Fieeexplore.ieee.org%2Fxppls%2Fabs\\_all.jsp%3Farnumber%3D1546445](http://ieeexplore.ieee.org/xpl/login.jsp?tp=&arnumber=1546445&url=http%3A%2F%2Fieeexplore.ieee.org%2Fxppls%2Fabs_all.jsp%3Farnumber%3D1546445)
- [14] [http://solarcellcentral.com/pn\\_junction\\_page.html](http://solarcellcentral.com/pn_junction_page.html)
- [15] "Solid State Electronic Devices". Ben G. Streetman, Sanjay Banerjee
- [16] <http://etap.com/renewable-energy/photovoltaic-array-solar-panel.htm>
- [17] <http://azurspace.de/index.php?mm=74>
- [18] <http://azurspace.de/index.php?mm=89>
- [19] "Spacecraft Power Systems". Mukund R. Patel
- [20] [http://www.bbc.co.uk/mundo/ciencia\\_tecnologia/2010/03/100303\\_terremotos\\_frecuencia\\_men.shtml](http://www.bbc.co.uk/mundo/ciencia_tecnologia/2010/03/100303_terremotos_frecuencia_men.shtml)

# Capítulo 10

## Comunicaciones y telemando

### 10.1 Introducción

El subsistema de comunicaciones, al que también se le puede conocer como telemando, telecomunicaciones o TT&C (*Telemetry, Tracking and Command*), es el encargado de transmitir los datos recogidos por el satélite al centro de control y de recibir órdenes desde éste. Sin embargo, el subsistema de TT&C debe ir siempre acompañado del subsistema C&DH (*Command and Data Handling*), ya que este último es el encargado de transmitir las órdenes o comandos que recibe el TT&C a los subsistemas afectados. Además, el C&DH también es el encargado de reunir todos los datos y órdenes del satélite, digitalizar los datos analógicos, codificarlos, almacenarlos y reproducirlos. Esto es posible gracias al/los ordenador/es instalados en los satélites. En la figura 10.1 se muestra la relación que existe entre el TT&C y el C&DH.

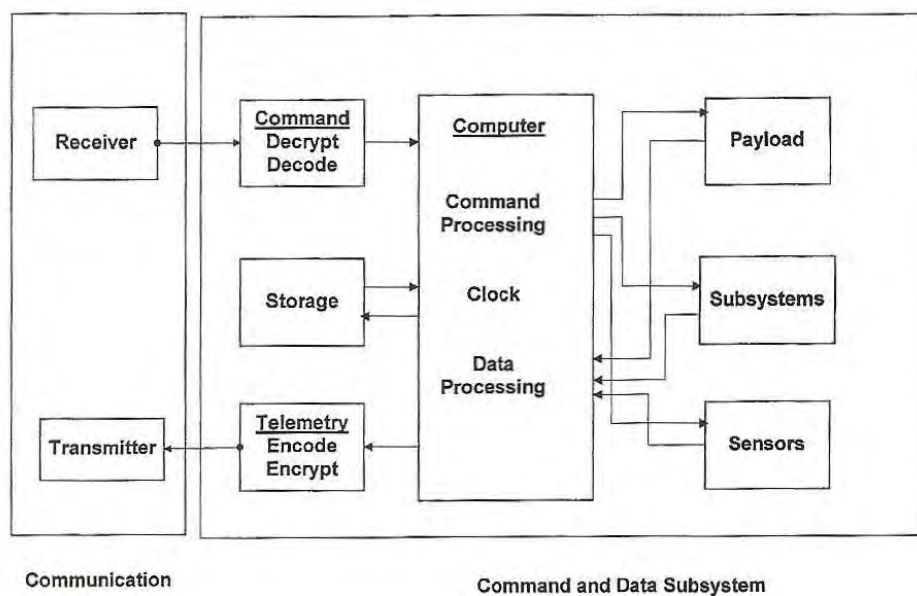


Figura 10.1. Esquema de un TT&C y un C&DH [12].

Centrándonos en el TT&C, a continuación se detallan los distintos tipos de enlaces existentes, los elementos que forman el subsistema de comunicación. Por último, se realiza un estudio de las posibles bases de seguimiento, mostrando finalmente la base elegida.

## 10.2 Enlaces de comunicación

Los enlaces de comunicación son los encargados de que el satélite y el centro de control de Tierra se encuentren conectados entre sí, pudiendo de esta manera enviar la información correspondiente. A esta red de comunicación también se la denomina arquitectura de comunicación. Por otro lado, para que se pueda realizar la comunicación, tanto el transmisor como el receptor, es decir, las antenas del satélite y las del control de Tierra, deben encontrarse a la vista. Además, para evitar que la ionosfera distorsione la comunicación, es necesario enviar la información según unas frecuencias superiores a los 100 MHz.

Se distinguen dos tipos de enlaces: el *forward link*, que es el enlace que va desde el control de Tierra hasta el satélite, y el, que es el enlace que va desde el satélite hasta el control de Tierra. Sin embargo, dado que el *forward link* es siempre un enlace de subida, también se le suele denominar *uplink*, mientras que en el caso del *return link*, y al ser un enlace de bajada, se le puede llamar *downlink*. Un enlace particular es aquel en el que dos satélites intercambian información. A este tipo de enlace se le denomina *intersatellite link*. En la figura 10.2 están representados estos tipos de enlace.

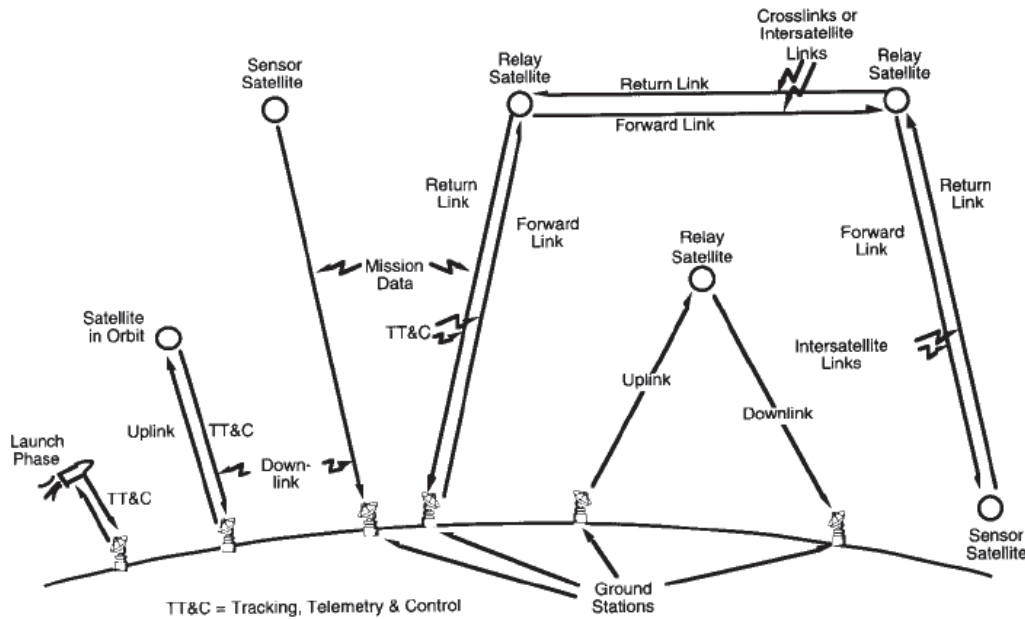


Figura 10.2. Esquema de los distintos tipos de enlace [14].

Un caso típico de comunicación entre el satélite de estudio y el centro de control de Tierra puede ser el siguiente: tras analizar los datos enviados por el satélite, se ha detectado actividad sísmica en una zona concreta. Por ello, a través de un enlace *forward link*, se envían órdenes al satélite para que centre sus mediciones en esa zona, y de esa manera obtener los mayores datos posibles. Finalmente, esos datos son enviados mediante un enlace *return link* al centro de control para poder evaluar las posibles consecuencias del seísmo.

### 10.3 Elementos del sistema de comunicación

Los elementos principales que forman la mayoría de los subsistemas de TT&C son la antena, el receptor y la modulación. De estos tres, se detallan a continuación las antenas y la modulación.

### 10.3.1 Antenas

Las antenas son un elemento esencial durante el proceso de comunicación ya que son las que reciben y transmiten los datos u órdenes que se envían, o bien desde el control de Tierra o bien desde el satélite. Los tres parámetros que caracterizan a las antenas son el patrón de radiación, el ancho del haz y la ganancia.

Dependiendo del patrón de radiación, se pueden distinguir dos tipos de antenas, la antena omnidireccional y la antena direccional. La antena omnidireccional, también llamada isotrópica, es aquella antena cuyo patrón de radiación se aproxima a una circunferencia. Lo ideal sería que el patrón de radiación fuese una circunferencia perfecta ya que significaría que la antena sería capaz de recibir y transmitir señales en todas direcciones, sin embargo, en la práctica ninguna antena puede transmitir de forma uniforme en todas las direcciones. Por otro lado, las antenas direccionales son aquellas en las que la radiación sobre una dirección es predominante sobre las demás.

Para explicar el concepto del haz, es necesario referirse únicamente a las antenas direccionales ya que los patrones de radiación no son uniformes. A la dirección predominante de la radiación se le llama haz principal (*main beam*), mientras que a las otras direcciones de radiación menor se las conoce como lóbulos laterales (*side lobes*). Los lóbulos laterales son importantes ya que afectan a las características de ruido e interferencia que tenga la antena. Por último, el ancho del haz (*beamwidth*) se define como el ángulo entre los puntos de potencia media (3 dB) y el eje de apuntado (*boresight axis*), y su valor está relacionado con el tamaño de la antena. En la figura 10.3 se muestran estos conceptos.

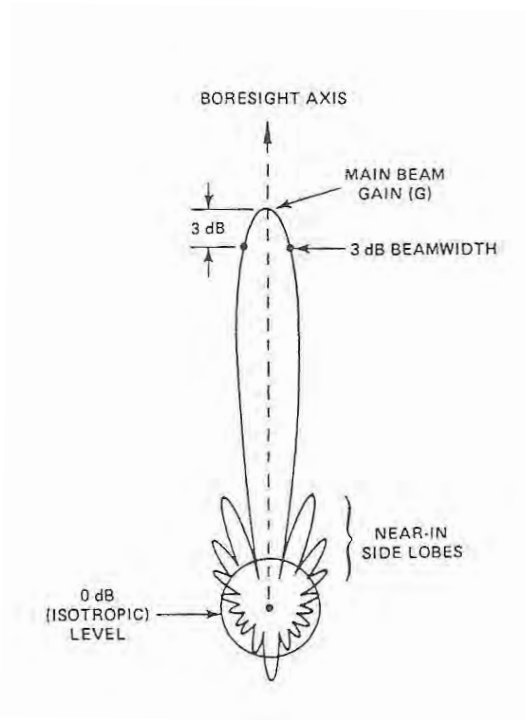


Figura 10.3. Direcciones de las radiaciones [15].

Finalmente, la ganancia de una antena direccional se define como la relación entre la densidad de potencia radiada en el eje de apuntado, a una distancia determinada, y la densidad de potencia que radiaría una antena isotrópica, a la misma distancia y con la misma potencia entregada. La ganancia de una antena isotrópica es 1 o 0 dB, según la ecuación que se emplee. Para calcular la ganancia ( $G$ ) de una antena direccional, se puede emplear la ecuación (10.1), en cuyo caso la ganancia es adimensional, o también la ecuación (10.2), expresando la ganancia en decibelios.

$$G = \frac{\pi^2 D^2 \eta}{\lambda^2} \quad (10.1)$$

donde  $D$  es el diámetro de la antena,  $\eta$  es la eficiencia de la antena (cuyo valor oscila típicamente entre 0,5 y 0,8), y  $\lambda$  es la longitud de onda.



$$G = 20\log \pi + 20\log D + 20\log f + 10\log \eta - 20\log c \quad (10.2)$$

en donde  $D$  es el diámetro de la antena (expresado en m),  $f$  es la frecuencia de la señal (expresada en Hz),  $\eta$  es la eficiencia de la antena y  $c$  es la velocidad de la luz (expresada en m/s<sup>2</sup>).

Los distintos tipos de antenas que se pueden encontrar en la actualidad son la de bocina, la helicoidal, el reflector y la de fase. Las antenas de bocina (*horn antenna*) (figura 10.4) pueden ser de sección rectangular o circular, aumentando en ambos casos el área hasta el extremo abierto. Las frecuencias de transmisión son superiores a los 4 GHz, y por lo general se utilizan para iluminar los reflectores parabólicos. Las antenas helicoidales (figura 10.5) se emplean en aquellos casos en los que la transmisión se deba realizar con frecuencias inferiores a los 4 GHz. Los reflectores son unas superficies que reflejan las ondas que inciden sobre ellos. En el caso de que la superficie sea una parábola, se la denomina antena parabólica. Suele ser habitual que en los centros de control de Tierra se empleen antenas Cassegrain (figura 10.6), que son antenas parabólicas que llevan un segundo reflector cerca del foco para reflejar las ondas radiadas o las recibidas. Por último, las antenas en fase se componen de varias antenas, y cuyas fases van variando para tener distintas radiaciones posible. Esto permite conseguir una radiación según una dirección predominante, disminuyendo las radiaciones que se encuentran en las direcciones no deseadas.

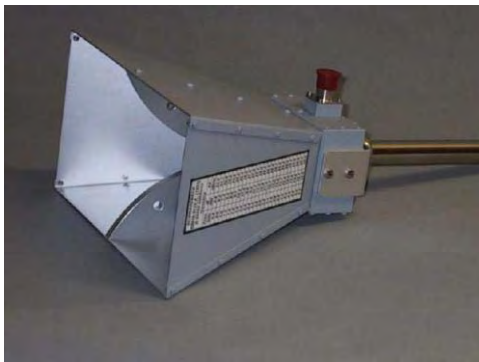


Figura 10.4. Antena de bocina [2].



Figura 10.5. Antena helicoidal [4].



Figura 10.6. Antena Cassegrain [3].

### 10.3.2 Modulación

La modulación es el proceso por el cual una señal, llamada señal moduladora y que contiene la información a transmitir y que generalmente es de baja frecuencia, modifica alguna característica de la onda portadora, que por lo general es sinusoidal y de alta frecuencia, obteniéndose una señal modulada. Suele ser habitual modificar la amplitud, la frecuencia o la fase. El proceso de modulación es fundamental ya que permite transmitir distintas señales sin que se solapen entre ellas, permitiendo reducir los ruidos, las interferencias y el tamaño de las antenas, al no necesitar grandes valores de frecuencias. El proceso contrario a la modulación es la demodulación, y se basa en recuperar la información contenida en la onda portadora.

A continuación, se muestran los tipos de modulación más empleados. Las tres primeras modulaciones están relacionadas con señales analógicas, mientras que las cuatro últimas se corresponden con las señales digitales.

- Modulación de la amplitud: También llamada AM (*Amplitude Modulation*). En este tipo de modulación, la amplitud de la onda portadora varía proporcionalmente según lo haga la amplitud de la señal moduladora.

- Modulación de la frecuencia: También llamada FM (*Frequency Modulation*). En este caso lo que varía es la frecuencia.
- Modulación de la fase: También denominada PM (*Phase Modulation*). Lo que se modifica ahora es la fase.
- Modulación por impulsos codificados: También llamada PCM (*Pulse Code Modulation*). Este tipo de modulación lo que hace es transformar una señal analógica en digital.
- Modulación por desplazamiento de fase binaria: También conocida como BPSK (*Binary Phase Shift Keying*). Es igual que si se hiciera dos veces la PSK, y consiste en desplazar la fase entre 2 símbolos, teniendo cada uno un solo bit. Los saltos de fase pueden tener un valor de  $0^\circ$ , para transmitir el 1 binario, y de  $180^\circ$  para el 0 binario.
- Modulación por desplazamiento de fase cuaternaria: QPSK (*Quaternary Phase Shift Keying*). En este caso hay 4 desplazamientos de fase, de modo que se pueden representar el 11, 10, 01 y 00.
- Modulación por desplazamiento de frecuencia binaria: BFSK (*Binary Frequency Shift Keying*). La transmisión de información se consigue al utilizar dos frecuencias distintas.

#### 10.4 Centro de control de Tierra

El centro de control de Tierra que se escoja debe encontrarse cerca de la EUITA para que ante cualquier dificultad o imprevisto se pueda llegar rápidamente a las instalaciones y la toma de decisiones sea lo más rápida posible. Las tres bases más cercanas son la base de Cebreros, la de Villafranca del Castillo y la de Robledo de Chavela. Sin embargo, de estas tres bases, la que ofrece un mejor servicio de TT&C para satélites LEO es la base de Villafranca del Castillo, por lo que ésta es la base elegida como centro de control de Tierra para el satélite propuesto.

La estación de Seguimiento de Satélites de Villafranca del Castillo (VILSPA), actualmente llamada ESAC (*European Space Astronomy Centre*), se encuentra a escasos 30 km al oeste de Madrid en la zona del valle de Guadarrama, y forma parte de la red de seguimiento espacial europeo ESTRACK. Una de las principales características de esta base es su gran número de antenas, que permiten transmitir y recibir datos en un amplio margen de frecuencias. La figura 10.7 muestra las instalaciones de la base ESAC.



Figura 10.7. Base de Seguimiento de Villafranca [16].

Las antenas que se encuentran en este complejo son:

- VIL-1: Antena Cassegrain que opera en la banda S, de 2035 a 2300 GHz. Tiene un diámetro de 15 m y está destinada a tareas de TT&C y de LEOP (*Launch and Early Orbit Phase*), es decir, durante la fase de lanzamiento y la puesta en órbita (figura 10.8).

- VIL-2: Antena Cassegrain con iguales características que la VIL-1, con la diferencia de que la potencia de transmisión en la VIL-2 es de 400 W, mientras que en la VIL-1 es de 300 W.
- VIL-4: Es una antena que opera en la banda C, de 3,7 a 6,4 GHz, su diámetro es de 12 m y está destinada a tareas de MARECS (*Maritime European Communication Satellite*).
- VIL-5: Antena de 4 m de diámetro que opera en banda L, de 1,5 a 2,7 GHz, y orientada también a tareas de MARECS.
- VIL-6: Antena de bocina que opera en banda L y destinada a tareas de MARECS (figura 10.9).
- VIL-7: Antena que opera en banda Ku, de 12 a 18 GHz, con un diámetro de 3 m y destinada a los satélites de comunicación europeos (ECS).
- TS-1: Antena de 5,5 m de diámetro que opera en banda S y está orientada a tareas de LEOP (figura 10.10).



Figura 10.8. VIL-1 [9].



Figura 10.9. VIL-6 [8].





Figura 10.10. TS-1 [8].

## 10.5 Bibliografía

- [1] “Sistemas de TT&C”. Ramón Martínez, Miguel Calvo
- [2] [http://www.aero.polimi.it/~massari/bacheca/06\\_TTC\\_part1.pdf](http://www.aero.polimi.it/~massari/bacheca/06_TTC_part1.pdf)
- [3] [http://veraserver.mtk.nao.ac.jp/system/vera\\_ant-e.html](http://veraserver.mtk.nao.ac.jp/system/vera_ant-e.html)
- [4] <http://modification-wireless.blogspot.com/2009/06/easy-homemade-2425ghz-helical-antenna.html>
- [5] <http://es.wikitel.info/wiki/Modulaci%C3%B3n>
- [6] <http://www.inta.es/grandesInstalaciones.aspx?Id=2&SubId=12>
- [7] <http://www.insa.es/view/page/centro-europeo-de-astronomia-espacial/>
- [8] <http://www.telescopios.org/Vilspa.htm>
- [9] [http://sociedad.elpais.com/sociedad/2009/09/17/actualidad/1253138409\\_850215.html](http://sociedad.elpais.com/sociedad/2009/09/17/actualidad/1253138409_850215.html)
- [10] <http://www.aerostudents.com/files/spaceEngineering2/TTnCandCnDH.pdf>
- [11] “Técnicas espaciales”. G. Alarcón Martínez, L. Hernando Guadaño
- [12] “Elements of spacecraft design”. Charles D. Brown
- [13] “Spacecraft systems engineering”. Peter Fortescue, John Stark
- [14] “Space Mission Analysis and Design”. Wiley J. Larson, James R. Wertz
- [15] “Space Vehicle Design”. Michael D. Griffin, James R. French
- [16] <http://es.wikipedia.org/wiki/ESAC>

*(Página intencionadamente en blanco).*

# Capítulo 11

## Estudio de las baterías del satélite

### 11.1 Introducción

En este capítulo se lleva a cabo un estudio de las distintas normativas que existen relacionadas con las baterías, dentro de las cuales se muestran con más profundidad las relacionadas con la norma europea al ser las que más afectarán al satélite de estudio. Además, se analizan los distintos fabricantes de baterías, dando una pequeña descripción de cada uno y de sus baterías, comparándolas entre ellas. Por otro lado, también sería necesario explicar el proceso de fabricación y los lugares donde se debe realizar tal actividad, no obstante, dado que las baterías que se emplean en el satélite se pedirán ya montadas, en este capítulo sólo se va a destacar que durante la fabricación, el paso más importante es el de rellenado de la célula con el electrolito ya que al reaccionar fácilmente el electrolito con el agua, este proceso debe realizarse en un lugar aislado en donde no exista humedad. En la actualidad, los lugares más empleados para realizar el rellenado de la célula son la habitación seca y la guantera. Para mayor información sobre los distintos pasos que deben realizarse en la fabricación de una batería, véase el anexo 3.

### 11.2 Normativa

Las baterías de un satélite están sometidas durante la misión a condiciones extremas que deben soportar (cambios bruscos de temperatura, elevados procesos de carga y descarga, vibraciones y cargas durante el proceso de montaje, transporte, lanzamiento, etc.). Para garantizar que las baterías podrán asumir estas condiciones sin que se vean afectadas sus características, se han desarrollado una serie de normas en donde se especifican las pruebas a las que éstas se deben someter para su



certificación como aptas para el vuelo. Estos ensayos varían de unas normas a otras según sea el uso que vaya a tener la batería o el país en el cual se realizará la certificación. Sin embargo, todas estas normas tienen en común el modo en el que agrupan a las distintas pruebas:

- **Pruebas de desarrollo:** Son las pruebas que se realizan a aquellas baterías o células que presentan un nuevo diseño, una modificación de un modelo ya existente, un cambio en su campo de aplicación, o un cambio en su composición química. El objetivo de estas pruebas es detectar los posibles fallos que pueden presentarse a lo largo de la etapa de diseño, y corregirlos antes de que la nueva batería o célula se fabrique en serie. Estas pruebas se realizan según unas condiciones mayores que las esperadas realmente para identificar los márgenes.
- **Pruebas de calificación:** Son pruebas que permiten verificar que el diseño, el proceso de producción, y el programa de aceptación se han realizado según los requisitos definidos. Además, también es posible evaluar las propiedades físicas del elemento ensayado. Para realizar estas pruebas se simulan casos reales.
- **Pruebas de aceptación:** Estas pruebas se realizan para demostrar que las baterías y células producidas son válidas para el uso bajo el cual se diseñaron. Además, estas pruebas también permiten localizar posibles defectos de fabricación, ya que estas pruebas se realizan suponiendo el peor caso posible.

En lo sucesivo, sólo se van a tratar las pruebas de calificación y de aceptación, dado que éstas son las pruebas que tendrán que pasar las baterías que se instalen en el satélite propuesto, por ser baterías comerciales ya calificadas para espacio. Se ha de aclarar que las pruebas de desarrollo normalmente las realiza el fabricante antes de poner las baterías en venta. Además, las pruebas de calificación también son competencia del fabricante, sin embargo, si las baterías se fabrican según unos requisitos específicos para la misión que se está estudiando, es necesario realizar las pruebas de calificación junto con la colaboración del fabricante. En el capítulo 12 se muestran con más profundidad los distintos tipos de pruebas que puede ser necesario realizar tanto a las baterías como a los distintos subsistemas del satélite de estudio.

A continuación, se incluye una muestra de las distintas normativas relacionadas con las baterías que se encuentran vigentes actualmente. De todas estas normas se han destacado aquellas normas relacionadas con las baterías de Li-ion, al ser el tipo de batería empleada, y se ha profundizado en la norma ECSS, al ser europea y por lo tanto de directa aplicación al diseño del satélite de estudio.

#### 11.2.1 Normativa SMC

SMC (*Space Missile Systems Center*) es una subdivisión de la *Air Force Space Command* del ejército de los Estados Unidos, y su misión es desarrollar y adquirir sistemas espaciales y misiles. Dentro de sus normativas destacan la SMC-S-007 y la SMC-S-017. En estas normas se muestran el desarrollo, las pruebas, el almacenaje y el uso de las baterías espaciales. Sin embargo, la aplicación de cada una es distinta. Mientras que las pruebas mostradas en la SMC-S-007 se pueden realizar a cualquier batería, la SMC-S-017 se centra únicamente en las baterías de Li-ion.

##### *SMC-S-007* [1]

Entre las pruebas de calificación a las que obliga a realizar, destacan las pruebas de fuga, de vibraciones, de aceleraciones, ciclos y vacíos térmicos, de presiones, de compatibilidad electromagnética y de vida. Las pruebas de aceptación son similares a las de calificación, pero además, se incluyen otras como son la de desgaste, la de choque, y la de carga.

##### *SMC-S-017* [2]

Los ensayos que se indican en esta norma son similares a los de la anterior norma, pero orientados hacia las baterías de Li-ion. Dentro de las pruebas de calificación, a los ensayos mostrados en la SMC-S-007 hay que añadir las pruebas climáticas, de choque,

con cambios bruscos de presión, con cargas estáticas, de seguridad y de radiación. Por otro lado, las pruebas de aceptación son similares a las de la norma anterior.

#### 11.2.2 Normativa de la NASA

De las normas publicadas por la NASA, se han destacado dos de ellas: la JSC-20793 y la RP-08-75.

##### *JSC-20793* [3]

Este documento es parecido al SMC-S-007 ya que engloba todos los tipos de baterías. En él se indican los requisitos que debe cumplir la batería para garantizar la seguridad de las personas que se encuentran a su alrededor.

Las pruebas de calificación tienen que realizarse tanto a las células como a las baterías consideradas de forma individual, y más tarde, se realizarán esas mismas pruebas una vez que el conjunto ya ha sido montado. Algunas de estas pruebas son comprobaciones funcionales, medioambientales (de vibraciones y térmicas), de compatibilidad electromagnética, calidad de la energía y de seguridad.

Los ensayos de aceptación varían de unas baterías a otras según sea su composición química. De estas pruebas destacan las comprobaciones visuales, dimensionales y de peso, pruebas de circuito abierto y cerrado, de fugas, vibraciones, ciclos de carga y ciclos térmicos.

##### *RP-08-75* [4]

Esta norma es sólo aplicable a las baterías de Li-ion. En ella se muestran las claves para definir y determinar las normas de seguridad, el proceso de manipulación, y las posibles clasificaciones de las baterías de Li-ion según sea su uso y su composición química.

Las pruebas de calificación someterán tanto a las baterías como a las células a varios ensayos (como son de vibración, de choque, ciclo térmico y simulando los cambios de presión durante el lanzamiento), en los que se medirá el voltaje sin variar los niveles operacionales, y siempre por encima de la tensión mínima.

Las pruebas de aceptación incluirán ensayos para medir la capacidad de las baterías y de las células a varias temperaturas, pruebas de ciclos de carga y de impedancia de las baterías.

#### 11.2.3 Normativa IEC

IEC (*International Electrotechnical Commission*) es una organización no gubernamental fundada en 1906 en Reino Unido y cuyo objetivo es el de desarrollar textos específicos para la industria electrónica a nivel mundial. Los documentos que publican se agrupan en dos categorías: publicaciones informativas, si se detallan los procedimientos de ejecución o pautas de dirección, y publicaciones normativas, donde se muestran los acuerdos alcanzados relacionados con las características de un producto o sistema en particular. Dentro de las normativas publicadas, destacan la IEC 62133 y la IEC 62281. La IEC 62133 muestra los requisitos y pruebas a las que se deben someter a las células y baterías secundarias, siendo el electrolito alcalino o de otro material que no sea ácido para conseguir una operación segura. Por otro lado, la IEC 62281 especifica los requisitos y las pruebas de las baterías y células de Litio, tanto si son primarias como si son secundarias, para garantizar su seguridad durante el transporte.

#### 11.2.4 Normativa UL

UL (*Underwriters Laboratories Inc.*) es una empresa fundada en 1894, y que en la actualidad está presente en cinco segmentos (seguridad de los productos, medio ambiente, vida y salud, y servicios de verificación y gestión de conocimientos). Sus objetivos son garantizar la seguridad de los consumidores, y que tanto los fabricantes como las autoridades normativas estén informados acerca de los procesos que

permitan garantizar esos niveles de seguridad. Para ello, UL publica distintos documentos como son las normas, las revisiones de expedientes, y los boletines. En ellos se explican los ensayos realizados a diferentes productos según unas determinadas normas de seguridad, actualizando dichas normas cuando se detectan situaciones de inseguridad o cuando ha habido alguna mejora tecnológica que ayude a optimizar los procesos actuales.

De entre las normas publicadas por UL, la que más afecta a las baterías instaladas en el satélite es la UL 1642 [5]. Esta norma engloba a todas las baterías de Litio, ya sean de Litio metálico, aleación de Litio o Li-ion, funcionando tanto como batería primaria como secundaria. Las pruebas que se muestran en este documento se clasifican en cuatro grupos: pruebas eléctricas, mecánicas, medioambientales, y de exposición al fuego. En las primeras, se realizan ciclos de carga y descarga, y se cortocircuita la batería conectando los electrodos positivo y negativo para ver qué valores se obtienen. En las pruebas mecánicas se realizan pruebas de impacto, de choque, de vibraciones y de aplastamiento (en las cuales se coloca la batería entre dos superficies planas). Y en las pruebas medioambientales se realizan ensayos de calor, ciclos térmicos y de bajas presiones.

#### 11.2.5 Normativa ECSS

La compañía ECSS (*European Cooperation for Space Standardization*) se fundó en 1993 y su trabajo consiste en mejorar los estándares dentro del sector espacial europeo mediante la publicación de normas, en las cuales se muestran los procesos y pruebas a los que se deben someter los distintos componentes espaciales.

De las normas publicadas, las que más influyen en el diseño y certificación de las baterías son la ECSS-E-10-03A, la ECSS-E-ST-20C y la ECSS-E-ST-32-02C.

De estas tres normas, la más importante es la ECSS-E-10-03A, ya que en ella se detallan las pruebas a las que se deben someter a las baterías.

ECSS-E-10-03A [6]

En este documento se muestran los requisitos ambientales estándar y los ensayos a realizar a los diferentes sistemas espaciales que vayan a ser lanzados, destacando únicamente las pruebas relacionadas con las baterías. La información que se muestra a continuación es aplicable a cualquier tipo de baterías, sin importar la composición química.

Las pruebas de calificación y de aceptación para las baterías se muestran en la tabla 11.1, junto con la secuencia de realización recomendada. A continuación, se explica cuál es el objetivo de cada prueba y el desarrollo general de cada una. Aquellos ensayos que se realizan tanto en las pruebas de calificación como en las de aceptación, el modo de realización es el mismo.

Tabla 11.1. Pruebas de calificación y de aceptación para las baterías [6].

	Pruebas de calificación		Pruebas de aceptación	
	Secuencia realización	Aplicabilidad	Secuencia realización	Aplicabilidad
<b>Propiedades físicas</b>	1	R	1	R
<b>Funciones y rendimiento</b>	2	R	2	R
<b>Humedad</b>	3	R		
<b>Fugas</b>	4,6,11,14	R	3,5,7,9	R
<b>Presión</b>	5	R	4	R
<b>Aceleración</b>	7	R		
<b>Vibración sinusoidal</b>	8	R		
<b>Vibración aleatoria</b>	9	R	6	R
<b>Choques</b>	10	R		
<b>Corona y arcos eléctricos</b>	12	R		
<b>Vacío térmico</b>	13	R	8	R
<b>Ciclos térmicos</b>	13	R	8	R
<b>Vida</b>	15	R		

R: Requerida    -: No requerida

Las pruebas de propiedades físicas tienen como objetivo determinar las características de la batería, tales como sus dimensiones, su masa, el centro de gravedad y los momentos de inercia.

Las pruebas de funciones y rendimiento se realizan para comprobar que tanto el rendimiento como las funciones mecánicas y eléctricas de la batería se corresponden con lo especificado, a través de las pruebas de carga, de momentos, de voltaje, y de frecuencias e impedancias, entre otras.

En las pruebas de humedad se someten a las baterías a cuatro condiciones ambientales diferentes en las cuales se modifican la temperatura, la humedad relativa, y el tiempo de exposición a esas condiciones. Mediante estos ensayos se comprueba que las baterías son capaces de soportar ambientes húmedos sin cambio apreciable en sus características.

La finalidad en las pruebas de fugas es verificar que las baterías presurizadas son capaces de cumplir con los requisitos fijados de fuga. Para comprobarlo, se presuriza la batería con nitrógeno seco hasta un valor inferior a 3430 hPa. Una vez que se consigue dicho valor se miden los valores de presión obtenidos durante un período de tiempo, comprobando al final de la prueba la caída de presión. Para que la prueba sea considerada válida, la caída de presión debe ser inferior a 69 hPa en un tiempo de 6 horas.

Las pruebas de presión tienen como objetivo comprobar que tanto el diseño como la integridad estructural de la batería ofrecen un margen suficiente como para evitar deformaciones excesivas y fallos estructurales a lo largo de la misión. En esta prueba se someten a las baterías a dos niveles de presión diferentes: el primero es la presión de prueba, cuyo valor es 1,5 veces la presión máxima de operación, y el segundo es la presión de rotura, siendo 2 veces la presión máxima de operación.

En las pruebas de aceleración se establece la capacidad de la batería de evitar daños estructurales y de trabajar correctamente cuando se presentan aceleraciones constantes. En esta prueba, se fija la batería a una plataforma giratoria, la cual alcanza

aceleraciones de 7,5 g durante 3 minutos. Este proceso se debe repetir en cada uno de los tres ejes.

Con la prueba de las vibraciones sinusoidales se intenta demostrar la capacidad de la batería de resistir las vibraciones de baja frecuencia producidas durante el lanzamiento. La prueba se realiza en cada uno de los ejes según unas vibraciones multiplicadas por un factor de calificación, y determinando cuál es su frecuencia de resonancia.

Por otro lado, la prueba de vibraciones aleatorias trata de demostrar la capacidad de la batería de resistir las vibraciones acústicas y las vibraciones aleatorias que se pueden producir durante el lanzamiento, incrementadas según un margen de calificación. Como en el caso anterior, la prueba se debe realizar en los tres ejes, determinando el valor de la frecuencia de resonancia.

El objetivo en los ensayos de choques es comprobar que la batería resistirá los posibles choques y golpes que pueden producirse a lo largo de la misión, como por ejemplo durante la separación del satélite del lanzador. Para comprobarlo, se fija la batería a una plataforma a la cual se golpea según el espectro de choque requerido durante un período de tiempo similar al que se tendría en la realidad. Para conseguir dichos choques se suelen emplear dispositivos de impacto, impulsos de forma, o agitadores electrodinámicos.

En las pruebas de corona eléctrica se controlará la aparición del efecto corona<sup>10</sup> en aquellas baterías que tengan que estar en funcionamiento durante el lanzamiento, debido a que la batería estará expuesta a bajas presiones. Para simular estas condiciones, se someterá a la batería a ambientes de 0,1 Pa durante 10 minutos. La prueba de arco eléctrico sólo se realiza si la tensión durante la misión supera los 500 V.

---

<sup>10</sup> El efecto corona se produce por la ionización del aire que se encuentra próximo al conductor debido a los altos niveles de tensión de línea. El nombre de corona se debe a que los conductores suelen ser de sección circular.



El ensayo de vacío térmico tiene como objetivo demostrar que la batería soportará cualquier tipo de condición ambiental. Durante la prueba, la batería se introduce en una cámara que simula el vacío, y según unas temperaturas que serán iguales o superiores que las que se tendrán realmente durante la misión.

En el caso de las pruebas de ciclos térmicos, la finalidad es probar que tanto las características como el rendimiento de la batería no sufrirán cambios dentro del rango de temperaturas que se haya definido. La batería se coloca dentro de una cámara en la cual se va variando la temperatura entre los valores máximo y mínimo del rango, e incluso se pueden superar dichos valores extremos.

Por último, en la prueba de vida se comprueba que la batería funcionará adecuadamente durante el tiempo que dure la misión al simular las condiciones que se encontrará en la realidad.

### **11.3 Fabricantes**

A continuación se analizan los potenciales suministradores de baterías que se encuentran actualmente en el mercado. Primero, se describen de forma genérica, y a continuación se comparan las distintas baterías según sus características.

#### **11.3.1 ABSL Space Products [7]**

ABSL Space Products es una división del grupo ABSL dedicada a proporcionar baterías para el entorno espacial, especialmente de Li-ion, contando con una gran experiencia como demuestra su amplia utilización en los diferentes vehículos espaciales, aunque también tienen una dilatada experiencia en el empleo de otras tecnologías para el uso espacial.

El grupo ABSL es una empresa inglesa destinada a proporcionar soluciones relacionadas con el empleo de células de Li-ion, diseño del control electrónico y de comunicaciones, y sistemas de carga SMART para diferentes campos de aplicación. El

grupo ABSL se compone de 3 empresas: ABSL Power Solutions, ABSL Space Proudects y AGM Batteries. Recientemente, ABSL fue adquirida por EnerSys, empresa muy importante en relación a los sistemas de almacenamiento de energía.

ABSL Power Solutions comenzó su actividad dentro del campo militar, sin embargo últimamente su mercado se ha diversificado, dando servicio a la industria aeroespacial, del automóvil y robótica, entre otras. En la industria militar, sirve sobre todo al ejército del Reino Unido proporcionándoles armamento, ayudas electrónicas, y sistemas electrónicos que pueden incorporar en los distintos vehículos tanto terrestres como aéreos. Otro mercado en el que está inmersa esta compañía es en el de los vehículos no tripulados, ya sean aéreos o acuáticos, proporcionándoles la potencia eléctrica necesaria para su funcionamiento. Además, también están presentes en los vehículos eléctricos, desarrollando nuevas tecnologías que permitan que las baterías de Li-ion duren más tiempo.

AGM Batteries es una empresa afincada en Escocia y dedicada al mercado de las baterías de Li-ion.

ABSL Space Products es la encargada de adecuar la tecnología de las baterías de Li-ion de ABSL al entorno espacial. Está presente en numerosos proyectos espaciales debido a sus contratos con EADS, ESA, o NASA entre otras. Como anécdota cabe destacar que las primeras baterías de Li-ion que orbitaron alrededor de la Tierra, Marte, y Venus fueron fabricadas por ABSL.

#### 11.3.2 Clyde Space [8]

Clyde Space es una empresa escocesa cuyo principal mercado es el de los micro y pequeños satélites, para los cuales diseña sistemas de potencia de gran rendimiento, convertidores de DC-DC, paneles solares, y también baterías de polímero de litio. Además, últimamente también se encuentran diseñando sistemas de control de actitud.

En 2010 recibió una gran inversión de los dos principales bancos escoceses para que los proyectos de esta empresa continúen en el futuro y puedan estar presentes en más mercados, realizando actualmente la mayoría de sus ventas fuera de la Unión Europea.

En relación a las baterías, los distintos tipos de tecnología que pueden proporcionar para equipar a los satélites pequeños son las de NiCd, Li-ion, y polímero de litio. Todos los avances que Clyde Space ha ido desarrollando se encuentran actualmente incorporados en el CubeSat.

### 11.3.3 Quallion [9]

Los inicios de Quallion están ligados al campo médico, debido a que el objetivo de su fundador, Alfred E. Mann, era el de conseguir una fuente de potencia segura que permitiera evolucionar su compañía de dispositivos médicos, ya que su gran objetivo era el de conseguir una fuente de potencia fiable y de larga duración que pudiera implantar a sus pacientes. Ese propósito lo cumplió en 1998, cuando él e Hisashi Tsukamoto fabricaron su propia batería, fundando más tarde Quallion LLC. En la actualidad, diseñan baterías para que puedan emplearse en distintos sectores como son el médico, el militar, el aeronáutico, el espacial, y el del automóvil. La sede de la compañía se encuentra en Sylmar, un área industrial a las afueras de Los Ángeles, siendo el 85% de la compañía propiedad de Alfred E. Mann, y el 15% restante de Boston Scientific.

Los distintos tipos de baterías que pueden ofrecer son las de Li-ion (como son las de LiCoO, LiMnCo o LiNiCoO), polímero de litio, metal de litio, CFx, SVO, LVO, y Li Air, variando sus capacidades desde los 1,8 mA·h de las células cilíndricas, hasta los 72 A·h de las células prismáticas. Entre las características de las baterías de Quallion destacan su elevada vida útil, permitiendo emplearlas en órbitas LEO de 15 años de duración donde se pueden requerir más de 60.000 ciclos, y también sus dos patentes, Zero-Volt<sup>TM</sup> y Matrix<sup>TM</sup>. La tecnología Zero-Volt<sup>TM</sup> permite grandes períodos de almacenaje cuando se presentan elevados ciclos de descarga sin pérdidas permanentes de sus

capacidades, y Matrix<sup>TM</sup> es un sistema que permite enlazar simultáneamente las células en paralelo y en serie.

#### 11.3.4 Saft [10]

Saft es una empresa orientada al diseño y fabricación de baterías tanto para el ámbito militar como para el industrial, y está presente en 19 países con 16 centros de fabricación en todo el mundo.

Saft se encuentra dividida en dos grupos: IBG y SBG.

El grupo IBG (*Industrial Battery Group*) es el encargado del diseño, desarrollo, y fabricación de las baterías de níquel destinadas al sector industrial, aunque últimamente también están empezando a utilizar las baterías de Li-ion en este tipo de sector. Principalmente, las batería de IBG se utilizan en los sistemas de seguridad de los aviones (como puede ser para el re-encendido de los motores o de los sistemas de emergencia), en la industria del ferrocarril (tanto en trenes de alta velocidad como urbanos para que los distintos sistemas puedan funcionar), en los sistemas de potencia auxiliar de las instalaciones industriales, en las redes de telecomunicaciones, y también se emplean en los sistemas de almacenamiento de energía.

El grupo SBG (*Specialty Battery Group*) se encarga de desarrollar y fabricar las baterías de litio primarias y de Li-ion recargables para ser utilizadas principalmente en la industria espacial y militar, aunque también se están desarrollando baterías de litio pensadas para aplicaciones civiles. En el sector militar, las baterías de SBG se utilizan sobre todo en los sistemas de comunicación, en los vehículos híbridos, en submarinos, en los sistemas de guiado de misiles, y en los sistemas GPS. En relación a los satélites, SBG fabrica dos tipos de baterías: una son las de litio para ser utilizadas en los sistemas de potencia primaria, y las otras son las baterías recargables que pueden ser de NiCd, NiH<sub>2</sub>, y de Li-ion, estando sólo estas últimas disponibles para los satélites LEO.

#### 11.3.5 Space Vector [11]

Space Vector es una empresa dedicada a la fabricación de componentes, sistemas, y vehículos lanzadores destinados a la industria aeroespacial. Sus principales productos son los sistemas GPS, los sistemas de seguridad en vuelo, las estructuras, los sistemas de reentrada en la atmósfera, y las baterías.

Space Vector Corporation (SVC) se fundó en 1969 colaborando inicialmente con el centro de vuelos espaciales Goddard de la NASA y el laboratorio de geofísica de la Fuerza Aérea. En la actualidad, cuenta con 37 vehículos lanzados, y ha participado en el diseño estructural de más de 250 vehículos espaciales.

En cuanto a las baterías, Space Vector fabrica paquetes de baterías para los vehículos lanzadores y los vehículos no tripulados, pudiendo montarlos con o sin aisladores, y su catálogo se compone de 5 tipos de baterías. Las baterías de NiCd de 2,2 A·h están destinadas principalmente a sistemas FTS (*Flight Termination Systems*), las baterías de NiCd de 7 A·h se utilizan en los sistemas de telemetría y también se ha empezado a utilizar en la reentrada de los vehículos espaciales, mientras que las baterías de 10 A·h de NiCd se emplean en sistemas de artefactos explosivos y en los sistemas de potencia de los vehículos. Por último, las baterías de Li-ion pueden encontrarse tanto de 7,5 A·h como de 10 A·h, y se utilizan fundamentalmente en los sistemas de potencia, de telemetría, y de FTS.

#### 11.3.6 SSTL [12]

SSTL (*Surrey Satellite Technology Limited*) es una compañía británica que se encuentra dentro del grupo EADS Astrium NV, y está especializada en el diseño, fabricación, lanzamiento, y operación de satélites pequeños.

SSTL se fundó a finales de los años 70 con la creación del sistema COTS (*Comercial Off The Shelf*), que permitió reducir los costes de la misión al emplear una base sobre la que construir los satélites y sus equipos (en vez de construir los equipos de los satélites expresamente para el viaje espacial). En la actualidad, SSTL ha desarrollado 36

satélites, más de 70 subsistemas, y 20 estaciones de tierra. Además, cuenta con un servicio de ayuda en los procesos de negociación con la base de lanzamiento elegida. Por otro lado, con la compra en 2006 de SIRA Electro-Optics, SSTL ofrece un amplio catálogo de cámaras que pueden ser utilizadas como carga de pago en los distintos vehículos espaciales.

SSTL está dividida en tres campos de negocios: uno está dedicado a proporcionar los distintos sistemas a los satélites de observación terrestre, otro se encarga de los sistemas de comunicación y navegación, y el último engloba a los otros subsistemas del satélite, al centro de control de Tierra, un servicio de formación, y el servicio de negociación con los centros de lanzamiento.

#### 11.3.7 Mathews Associates [13]

Mathews Associates, Inc. (MAI) es una compañía fundada en 1980 por Herman Mathews y otros contratistas del gobierno americano. Sirven principalmente al ejército, aunque con la adquisición de la compañía por parte de Dan Perrouet en 1993, y la entrada en 1997 de su mujer Judy, MAI empezó a expandirse hacia otros tipos de sectores, pero sin olvidar el mercado militar. Poco después, el hijo de ambos, Phil, se unió también a la empresa, formando una entidad de gestión familiar. En el año 2003 MAI se unió con la compañía MIL Power, del Reino Unido, para crear una alianza que les permitiera expandirse dentro del mercado de los sistemas militares y también para ofrecer productos destinados a otros mercados, como son el espacial, el de los vehículos no tripulados, el oceanográfico, y el químico.

Las baterías recargables que ofrece MAI son de Li-ion, polímero de litio, Ni-Cd, plomo ácido, y de un híbrido de níquel, pudiendo emplearse tanto en un entorno espacial como en uno militar u oceanográfico. Para estos mismos usos también existe un tipo de batería no recargable que puede fabricarse en  $\text{LiSO}_2$ ,  $\text{LiMnO}_2$ , o alcalinas de dióxido de manganeso. Otra posibilidad que ofrecen es fabricar las baterías de forma personalizada según los criterios que especifique el comprador.

#### **11.4 Dimensionado y estudio de las baterías**

En este apartado se determinan las características de las distintas baterías que se encuentran en el mercado, dimensionando cada una de ellas según los requisitos del satélite de estudio. Para ello, primero se calcula el número de celdas que se deben colocar en serie dentro de cada grupo de baterías empleando la ecuación (9.5), a continuación se determina el número de grupos que se deben instalar en paralelo. Una vez conocido el número de baterías necesarias, se determina el valor de DOD que se obtiene realmente utilizando la ecuación (9.4), y por último se calcula el peso que tiene el conjunto de baterías que es necesario instalar en el satélite de estudio.

Finalmente, se muestra la batería seleccionada para ser instalada en el satélite propuesto y sus características más relevantes.

Tabla 11.2. Comparativa de las baterías disponibles

Corriente máxima de descarga							Dimensiones					
Empresa	Modelo	Material	Peso (kg)	Capacidad (A·h)	Tensión nominal (V)	Continua (A)	Momentánea (A)	Rango térmico de operación (°C)	Número de ciclos	Longitud máxima (mm)	Altura máxima (mm)	Anchura máxima (mm)
Space Vector	P/N 36441	NiCd	2,99	2,2	28,8	58	116 (1 s)	-28 a +71	-	22,2	9,36	17,45
Space Vector	P/N 31771	NiCd	6,62	7	28,8	58	116	-21 a +60	-	22,3	9,86	17,83
Space Vector	P/N 39041-1	NiCd	14,51	10	28,8	-	-	-34 a +55	-	28,26	27,11	10,48
Space Vector	P/N 39101	Li-ion	4,99	7,5	28,8	75	250 (0,25 s)	-30 a +60	-	24,13	8,79	22,86
Space Vector	P/N 39101	Li-ion	4,99	10	28,8	20	60 (5 s)	-30 a +61	-	24,13	8,79	22,86
Saft	8S LD25P	Li-ion	2,2	5,5	32,8	11	-	-10 a +70	> 100 en 3 años en las condiciones nominales (100% DOD) > 500 en 3 años (20% DOD)	210	76	110
Saft	15S 3P MPS176065	Li-ion	9,9	20	56	-	-	0 a +60	> 100 (100% DOD)	230	190	230
Saft	MicroSat 8S3P	Li-ion	4,5	16,8	21,6 - 32,8	-	-	-	-	170	95	220
Saft	8S8P MPS1706065	Li-ion	13,4	54,4	28	16	-	0 a +60	> 100 (100% DOD)	230	190	290
Saft	VES 16	Li-ion	0,115	4	2,7 - 4,1	-	-	+10 a +40	-	33	60	33
Saft	VES 100	Li-ion	0,81	27	3,6	100	100	0 a +40	-	53	185	53
Saft	VES 140	Li-ion	1,13	39	3,6	100	100	0 a +40	-	53	250	53
Saft	VES 180	Li-ion	1,11	50	3,6	100	100	0 a +40	-	53	250	53
Saft	VL 48 E	Li-ion	1,15	48	3,6	100	300	0 a +40	-	54	245	54
Quallion	QL015KA	Li-ion	0,38	15	3,6	-	-	+15 a +35	> 100000	38	88,3	54,5
Quallion	QL075KA	Li-ion	1,82	72	3,6	-	-	+15 a +35	-	56,2	173,7	80,9



#### 11.4.1 Baterías de Space Vector

Las baterías de la empresa Space Vector que se muestran en la tabla 11.2 presentan dos tipos de composición: NiCd y Li-ion. A continuación se detallan únicamente las dos baterías (una por cada tipo de composición) que se mejor se adaptan a las características del satélite de estudio, mostrándose las del resto de baterías en la tabla 11.3.

##### *Batería P/N 31771*

Dentro de las baterías de NiCd, la que mejor comportamiento ofrece es la P/N 31771 debido a su relación entre peso y capacidad. Sabiendo que la tensión nominal de esta batería es de 28,8 V, el número de celdas que debe haber en cada grupo ha de ser 1. Sin embargo, por cuestiones de seguridad, se han seleccionado 2 celdas para que ante un posible incremento del nivel de tensión durante la carga, éstas sean capaces de proporcionar dicho valor, y también para que ante el fallo de una de las celdas los distintos subsistemas embarcados en el satélite puedan seguir recibiendo energía gracias a la otra célula.

Para determinar el número de grupos que deben instalarse en paralelo, primero debe conocerse la capacidad que tendría si se colocase un único grupo de baterías. En este caso, la capacidad es de 49,86 A·h (obtenido en el apartado 9.4.1) ya que esta batería es de NiCd. Por lo tanto, si se sabe que esta batería tiene una capacidad de 7 A·h (véase la tabla 11.2), el número de grupos que es necesario instalar en el satélite de estudio es de 7,12. Irremediablemente, el número de grupos debe ser un número entero, por lo que en realidad deben instalarse 8 grupos de baterías en paralelo. Esto obliga a que la capacidad que se obtiene finalmente sea de 56 A·h. Conocida la capacidad que se obtiene en realidad, se puede conocer el nuevo DOD sin más que sustituir en la ecuación (9.5). Resolviendo dicha ecuación se obtiene que el DOD al que se puede someter a la batería tenga que ser de 34,74%.

Por lo tanto, el número de baterías P/N 31771 que requiere el satélite de estudio ha de ser 16 (2 celdas/grupo x 8 grupos). Finalmente, si el peso de cada batería es de 6,62 kg, el conjunto de baterías tendrá un peso de 105,92 kg.



Figura 11.1. Batería P/N 31771 [11].

Las características de los otros modelos de Space Vector que utilizan una tecnología de NiCd se determinan de la misma forma que se ha hecho con la P/N 31771. Los valores obtenidos aparecen recogidos en la tabla 11.3.



Figura 11.2. Batería P/N 36441 [11].



Figura 11.3. Batería P/N 39041-1 [11].

### *Batería P/N 39101-10 A·h*

Como se puede observar en la tabla 11.2, la tensión nominal de esta batería es de 28,8 V. Sustituyendo este valor en la ecuación (9.6) se obtiene que el número de celdas que es necesario conectar en serie debe ser de  $N = 2,01$ . Sin embargo, por los mismos motivos explicados anteriormente, finalmente se montan 2 celdas en serie.

En cuanto al número de grupos de baterías que es necesario colocar en paralelo, primero es necesario conocer la capacidad que tendría que tener un solo grupo. Dado que la batería P/N 39101 es de Li-ion, la capacidad debe ser de 32,41 A·h (obtenido en el apartado 9.4.1). Por lo tanto, si esta batería tiene una capacidad de 10 A·h, se necesitan instalar 3,24 grupos. Igual que ocurre con el número de celdas, los grupos deben ser un número entero, por lo que el número de grupos debe ser en realidad de 4, obteniéndose finalmente una capacidad de 40 A·h. Empleando la ecuación (9.5) se calcula el nuevo valor de DOD ya que la capacidad se ha visto modificada. Según dicha ecuación, el DOD que se puede alcanzar realmente es 48,61%.

Por último, se determina el peso del conjunto. Sabiendo que el número de baterías P/N 39101 que es necesario instalar en el satélite de estudio es de 8 (2 celdas/grupo x 4 grupos), el peso final del conjunto es de 39,92 kg.



Figura 11.4. Batería P/N 39101 [11].

La batería P/N 39101 de 7,5 A·h varía únicamente en la capacidad. En este caso, se necesitan 4,32 grupos, es decir, se deben instalar 5 grupos que proporcionan una capacidad de 37,5 A·h. Las demás características vienen recogidas en la tabla 11.3.

Tabla 11.3. Dimensionado de las baterías de Space Vector.

Modelo	Material	Nº celdas	Nº grupos	Capacidad final (A·h)	DOD final	Peso del conjunto (kg)
P/N 36441	NiCd	2	23	50,6	38,43%	137,54
<b>P/N 31771</b>	<b>NiCd</b>	<b>2</b>	<b>8</b>	<b>56</b>	<b>34,74%</b>	<b>105,92</b>
P/N 39041-1	NiCd	2	5	50	38,89%	145,1
P/N 39101	Li-ion	2	5	37,5	51,85%	49,9
<b>P/N 39101</b>	<b>Li-ion</b>	<b>2</b>	<b>4</b>	<b>40</b>	<b>48,61%</b>	<b>39,92</b>

#### 11.4.2 Baterías de Saft

##### *Batería VES 16*

De todas las baterías de Saft (todas ellas de Li-ion), la que mejor se adapta al tipo de misión que realizará el satélite propuesto es la VES 16. Es una de las últimas células presentadas por Saft para el segmento espacial, y destaca principalmente por su bajo peso y la tecnología aplicada en su interior. La batería está formada por una combinación de carbonatos y por el compuesto  $\text{LiPF}_6$ , y posee un mecanismo que al detectar un posible fallo desconecta automáticamente la célula y evita que se produzcan fugas.



Figura 11.5. Batería VES 16 [10].

Sabiendo que la tensión nominal de esta batería es de 3,6 V, el número de celdas que debe haber en cada grupo de baterías, según la expresión (9.6), ha de ser  $N = 9,09$ , pero al tener que ser el número de celdas un valor entero, se necesitan colocar realmente 9 celdas en serie por cada grupo de baterías, obteniéndose finalmente una tensión de 32,4 V (nivel de tensión adecuado para el tipo de misión a realizar).

Para determinar el número de grupos que deben instalarse en paralelo, primero debe conocerse la capacidad que tendría si se colocase un único grupo de baterías. En este caso, la capacidad es de 32,41 A·h (obtenido en el apartado 9.4.1) ya que esta batería es de Li-ion. Por lo tanto, si se sabe que esta batería tiene una capacidad de 4 A·h (véase la tabla 11.2), el número de grupos que es necesario instalar en el satélite de estudio es de 8,1. Irremediablemente, el número de grupos debe ser también un número entero, por lo que en realidad deben instalarse 9 grupos de baterías en paralelo. Esto obliga a que la capacidad que se obtiene finalmente sea de 36 A·h. Conocida la capacidad que se obtiene en realidad, se puede conocer el nuevo DOD sin más que sustituir en la ecuación (9.5). Resolviendo dicha ecuación se obtiene que el DOD al que se puede someter a la batería tenga que ser de 54,01%.

Por lo tanto, el número de baterías VES 16 que requiere el satélite de estudio ha de ser 81 (9 celdas/grupo x 9 grupos). Finalmente, si el peso de cada batería es de 0,115 kg, el conjunto de baterías tendrá un peso final de 9,315 kg.

Otras baterías de Saft que se ajustan a las necesidades de la misión son las que componen la gama de baterías VES (la VES 100, VES 140 y VES 180) y la VL 48 E. Todas ellas se caracterizan por estas destinadas a satélites LEO, presentando pesos reducidos, y diferenciándose entre ellas en el nivel de capacidad que pueden proporcionar y en sus medidas. El número de células y algunas otras características de estas baterías vienen recogidas en la tabla 11.4 junto con otros modelos de la empresa Saft.

Tabla 11.4. Dimensionado de las baterías de Saft.

Modelo	Material	Nº celdas	Nº grupos	Capacidad final (A·h)	DOD final	Peso del conjunto (kg)
8S LD25P	Li-ion	2	6	33	58,92%	26,4
15S 3P MPS176065	Li-ion	2	2	40	48,61%	39,6
MicroSat 8S3P	Li-ion	2	2	33,6	57,87%	18
8S8P MPS1706065	Li-ion	2	1	54,4	35,74%	40,2
<b>VES 16</b>	<b>Li-ion</b>	<b>9</b>	<b>9</b>	<b>36</b>	<b>54,01%</b>	<b>9,315</b>
VES 100	Li-ion	9	2	54	36,01%	14,58
VES 140	Li-ion	9	1	39	49,86%	10,17
VES 180	Li-ion	9	1	50	38,89%	9,99
VL 48 E	Li-ion	9	1	48	40,51%	10,35

En aquellos modelos en los que con un solo grupo ya se consigue el nivel de capacidad requerido por el satélite sería conveniente instalar un segundo grupo redundante para evitar que ante el fallo de uno de los grupos, la misión del satélite no se vea afectada. Para evitar que el DOD en este tipo de baterías se vea afectado, el grupo redundante debería entrar en funcionamiento únicamente cuando el grupo principal haya sufrido un problema.



Figura 11.6. Batería VES 100 [10].



Figura 11.7. Batería VES 140 [10].



Figura 11.8. Batería VES 180 [10].



Figura 11.9. Batería VL 48 E [10].

### 11.4.3 Baterías de Quallion

Dentro de la gama de Quallion, destacan dos modelos: el QL015KA y el QL075KA. Estos modelos destacan por tener un peso contenido y unas dimensiones compactas. El proceso para determinar tanto el número de celdas que hay que conectar en serie como el número de grupos que deben conectarse en paralelo es el mismo que el que se ha realizado con las otras baterías, y los resultados a continuación.

Tabla 11.5. Dimensionado de las baterías de Quallion.

Modelo	Material	Nº celdas	Nº grupos	Capacidad final (A·h)	DOD final	Peso del conjunto (kg)
QL015KA	Li-ion	9	3	45	43,21%	10,26
QL075KA	Li-ion	9	1	72	27,01%	16,38



Figura 11.10. Batería QL015KA [9].



Figura 11.11. Batería QL075KA [9].



#### 11.4.4 Conclusiones

Como se ha podido observar existe una gran variedad de modelos, sobre todo en las baterías de Li-ion. Para determinar cuál de todas las baterías comentadas anteriormente es la que mejor se ajusta a los requerimientos del satélite de estudio, primero se van a estudiar las baterías de NiCd y de Li-ion de forma separada, eligiendo la mejor batería en cada caso, para más tarde determinar cuál de las dos baterías es la que se ha seleccionado para ser instalada en el satélite propuesto. Los dos parámetros que más se valorarán a la hora de decidir si una batería es apta o no son que el valor del DOD se encuentre lo más cercano al valor teórico, y que el peso del conjunto de batería no sea elevado.

Las tres baterías de NiCd que se han estudiado son de la compañía Space Vector. Las principales diferencias entre ellas radican en la capacidad que puede ofrecer cada una de ellas, y en sus pesos. Como se ha comentado antes, el DOD debe ser lo más parecido posible al valor teórico. De las tres baterías, las dos que más se aproximan son la P/N 36441 y la P/N 39041-1, ya que sus valores de DOD son 38,43% y 38,89% respectivamente (se recuerda que para las baterías de NiCd el DOD es aproximadamente 39%). Sin embargo, el peso en ambos casos supera los 135 kg. Por ello, se ha seleccionado la batería P/N 31771, y es que a pesar de que el DOD que se puede lograr finalmente es de 34,72%, el peso del conjunto de baterías es menor (105,92 kg).

En cuanto a las baterías de Li-ion, son el tipo de batería que más se ha analizado, en concreto 13. De las tres empresas que se han visto, Saft es la que tiene mayor protagonismo ya que cuenta con un amplio catálogo de baterías de Li-ion. Como se ha hecho con las baterías de NiCd, el DOD debe estar cerca del valor teórico, que en esta ocasión es 60%. De todas la batería estudiadas, las que más se aproximan a dicho valor son la P/N 39101 de la compañía Space Vector (el valor de DOD conseguido es de 51,85%), la 8S LD25P de la empresa Saft (con un DOD de 58,92%), la MicroSat 8S3P de Saft (su DOD es de 57,87%), y la VES 16 también de la compañía Saft (el DOD es de 54,01%). No obstante, si se comparan los pesos conseguidos de cada una de ellas, la

batería que mejor relación presenta entre DOD y peso es la VES 16, ya que su peso es de apenas 9,315 kg.

Finalmente, si se comparan las dos baterías seleccionadas, la P/N 31771 y la VES 16, claramente sale beneficiada la VES 16 ya que tanto el DOD como el peso es mejor que en el caso de la batería de NiCd. Por ello, la batería que se ha seleccionado para ser instalada en el satélite de estudio es la VES 16.

A la hora de comprar esta célula, la compañía Saft ofrece dos posibilidades: o bien solicitarla de forma individual o bien según la configuración de número de celdas en serie (mostradas con una S en la figura 11.12) y en grupo (letra P de la figura 11.12) que se necesite. En el caso del satélite de estudio, se pedirán las células VES 16 según la configuración calculada anteriormente (9S9P).

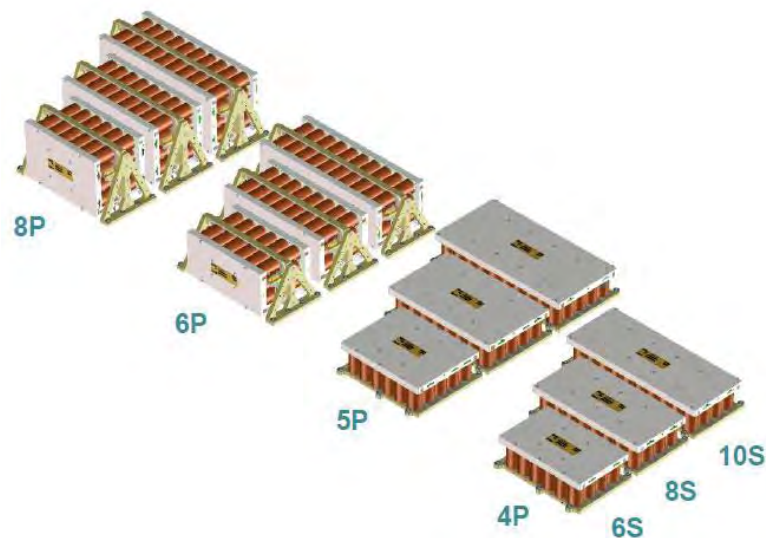


Figura 11.12. Algunas de las posibles configuraciones con las que se comercializan las células VES 16 [10].

## 11.5 Bibliografía

- [1] "Space and Missile Systems Center Standard. Space Battery. SMC-S-007". Air Force Space Command
- [2] "Space and Missile Systems Center Standard. Lithium-ion Battery for Spacecraft Applications. SMC-S-017". Air Force Space Command
- [3] "Crewed Space Vehicle Battery Safety Requirements. JSC-20793 Rev.B". National Aeronautics and Space Administration (NASA)
- [4] "Guidelines on Lithium-ion Battery Use in Space Applications. RP-08-75/06-069-I". National Aeronautics and Space Administration (NASA)
- [5] "Lithium Batteries. UL 1642". Underwriters Laboratories Inc. (UL)
- [6] "Space engineering. Testing. ECSS-E-10-03A". European Cooperation for Space Standardization (ECSS)
- [7] <http://www.abslgroup.com/>
- [8] <http://www.clyde-space.com/>
- [9] <http://www.quallion.com/>
- [10] <http://www.saftbatteries.com/>
- [11] <http://www.spacevector.com/>
- [12] <http://www.sstl.co.uk/>
- [13] <http://www.maifl.com/>

# Capítulo 12

## Ensayos

### 12.1 Introducción

En el diseño y construcción de un satélite es preciso realizar distintos ensayos para comprobar que todos los subsistemas que componen el satélite se han realizado según los requisitos especificados, y además se encuentran en perfectas condiciones para ser puestos en órbita. Si por el contrario, no se realizase ningún tipo de ensayo, habría un riesgo considerable de fallo durante la fabricación, la fase de lanzamiento, o en órbita, que podría afectar gravemente a la correcta realización de la misión. Además, la gran inversión de tiempo y dinero que se debe efectuar para detectar el problema y solucionarlo podría provocar que la entrega ni se realizase a tiempo ni dentro del presupuesto aprobado.

Las distintas pruebas que se realizan a los componentes se llevan a cabo después del diseño final, y sirven para comprobar que no se han producido errores durante la fabricación. Una vez que los componentes han sido probados, se realiza el ensamblaje en el sistema en el que va a formar parte. Posteriormente, se prueban los sistemas de manera individual para verificar que el proceso de ensamblaje se ha realizado correctamente. Tras esto, se integran los distintos sistemas en el satélite.

Para realizar los ensayos, se ha de simular con la mayor exactitud posible el entorno espacial y operativo al que se verá sometido el satélite. Sin embargo, en aquellas pruebas en donde la recreación de las condiciones de vuelo sea demasiado complejo, se recomienda sustituir la prueba por un análisis, y en cuya realización deben utilizarse los datos empleados durante la etapa de revisión del diseño crítico. En una primera clasificación de los análisis cabe distinguir entre:

- Análisis comparativo
- Análisis de ingeniería
- Análisis estadístico
- Simulación por ordenador
- Modelos analógicos y digitales

## **12.2 Tipos de ensayos**

Los ensayos deben realizarse fundamentalmente para determinar las capacidades funcionales, los límites de diseño, la calidad, y la capacidad de operar en las condiciones que se han definido del elemento o conjunto a ensayar. Además, la información que se recoge en este proceso permite mejorar el diseño de los elementos ante futuras misiones.

El tipo de prueba a realizar y la duración de la misma dependerán del tiempo, del presupuesto y de las instalaciones disponibles. Como ya se ha mencionado, lo ideal es que se recreen las mismas condiciones que se encontrarán dicho elemento o conjunto durante la misión. Sin embargo, el gran coste que supone realizar estas pruebas, unido a que es muy difícil alcanzar dichas condiciones en un laboratorio provoca que, como se ha comentado anteriormente, sea más indicado realizar un análisis, e incluso realizar varias pruebas a la vez (como puede ser la de ciclo térmico con la de vacío), ya que esta combinación de condiciones también se pueden dar en la realidad.

En el capítulo 11 ya se comentaron brevemente tres de los tipos de pruebas más importantes: de desarrollo, de calificación, y de aceptación. A continuación se van a detallar éstas y otras pruebas que puede ser necesario realizar a las baterías y a otros componentes del satélite [1]. Las pruebas se han ordenado según su orden de aplicación.

#### 12.2.1 Ensayos de desarrollo

Los ensayos de desarrollo se realizan a aquellos componentes que se encuentran todavía en fase de diseño, y sirven para comprobar que los parámetros de diseño son adecuados según los requisitos definidos. Con estas pruebas se intenta obtener la mayor cantidad de información acerca del diseño ensayado, pudiendo ser necesario modificar algunos parámetros que demuestren no ser satisfactorios. Entre los parámetros que se revisan destacan la resistencia a la fatiga, el rendimiento, y las uniones soldadas y adhesivas. Para realizar estos ensayos, se crean unas pocas unidades que se destinan exclusivamente a realizar las pruebas, ya que los componentes a los que se les realizan este tipo de ensayos se encuentran únicamente en fase de diseño y no de fabricación.

#### 12.2.2 Ensayos de verificación del diseño

Este tipo de pruebas se realizan a los prototipos creados a partir de los datos obtenidos en la fase de diseño, y antes de entrar en la fase de fabricación. El objetivo de estas pruebas es el de demostrar que el diseño final del elemento a ensayar puede cumplir todos los requisitos funcionales y medioambientales. Algunas compañías engloban dentro de las pruebas de desarrollo a las de verificación del diseño.

#### 12.2.3 Ensayos de pre-calificación

Antes de realizar las pruebas de vuelo, se desarrollan los ensayos de pre-calificación para comprobar que el proceso de producción puede cumplir con todos los requisitos a los que obligan las pruebas de vuelo. En estas pruebas es posible determinar los márgenes de seguridad al someter a los distintos componentes a condiciones mayores que las que se encontrará realmente, ya que en muchas de estas pruebas se llega a la rotura del elemento. Algunas compañías incluyen las pruebas de pre-calificación dentro de las de verificación del diseño, e incluso en las de desarrollo.

#### 12.2.4 Ensayos de calificación

En los ensayos de calificación se comprueba que el diseño, el material seleccionado, y el proceso de producción proporcionan los márgenes de seguridad definidos anteriormente. Estas pruebas se realizan generalmente con las primeras unidades que se fabrican, y las condiciones con las que se ensayan deben ser reales. La principal diferencia que existe entre estas pruebas y las que se han comentado antes, es que en las anteriores pruebas el objetivo es evaluar que los requisitos definidos se adecuan a la misión que finalmente desarrollará dicho elemento, mientras que en las de calificación el objetivo es demostrar que esos requisitos ya definidos con anterioridad (y que han mostrado ser adecuados) se cumplen en el elemento fabricado.

#### 12.2.5 Ensayos de aceptación

En los ensayos de aceptación se comprueba que el proceso de fabricación se ha realizado correctamente, pudiendo localizar los posibles defectos de fabricación que puedan haberse dado. Dado que estos elementos son los que más tarde se pondrán a la venta, tanto el nivel de profundidad como el tiempo de las pruebas debe controlarse para no restar esperanza de vida a los elementos.

#### 12.2.6 Ensayos de integración

Los ensayos de integración se realizan una vez que todos los componentes se encuentran en su posición final en un determinado subsistema, o incluso en el satélite, y sirven para demostrar que cada uno de ellos puede cumplir los requisitos definidos sin producirse interferencias entre unos y otros. Con estas pruebas, además, se intenta comprobar que la compatibilidad con los otros componentes es adecuada, y que el rendimiento de cada elemento no ha sufrido variaciones cuando forma parte de un subsistema.

#### 12.2.7 Ensayos de supervisión

En estos ensayos se somete a algunos subsistemas, o a cualquier otro conjunto, elegidos de forma aleatoria dentro de una muestra, a unos determinados ensayos según unas condiciones mayores que las que se realizaron en las pruebas de aceptación, controlando de esta manera los procesos de fabricación.

#### 12.2.8 Ensayos de fiabilidad

Los ensayos de fiabilidad tratan de determinar la probabilidad de que un elemento realice su función satisfactoriamente. Para ello, se distinguen dos tipos de componentes: los que funcionan de manera continua y los que funcionan de manera cíclica. Para determinar la fiabilidad de los primeros, se les somete a unas determinadas condiciones hasta que se produce el fallo (MTTF, *Mean Time To Failure*) o también se puede medir el tiempo que transcurre entre fallos (MTBF, *Mean Time Between Failures*). Por otro lado, los elementos que funcionan de manera cíclica se les someten a numerosos ciclos hasta que fallan. Para realizar las pruebas de fiabilidad, se parten de las condiciones que se esperan durante la misión, y se van incrementando poco a poco hasta que dicho elemento falla, obteniéndose de esta manera los márgenes de seguridad de operación.

### **12.3 Realización de las pruebas**

A continuación se muestran los distintos tipos de pruebas que pueden aparecer generalmente en cualquier ensayo de calificación y/o de aceptación. En el capítulo 11 ya se comentaron algunas de las pruebas a las que obliga cada norma (sobre todo la ECSS, *European Cooperation for Space Standardization*), sin embargo, en este apartado se explican aquellas pruebas que suelen realizarse a cualquier elemento del satélite, incluidas las baterías [1], [2].



### 12.3.1 Propiedades físicas

Durante la realización de estas pruebas se determinan las propiedades del elemento a ensayar, ya sea el peso, el centro de gravedad, los momentos de inercia, y las dimensiones, entre otros. Estos valores se comparan con los que se obtuvieron durante la fase de diseño para verificar que existe una cierta correlación entre unos y otros.

### 12.3.2 Pruebas ambientales

En las pruebas ambientales se incluyen todas aquellas pruebas que permiten comprobar que el componente ensayado es capaz de soportar las condiciones que se encontrará durante la misión. Para ello, se realizan distintas pruebas que permitan determinar tanto el rendimiento como las características del elemento (o conjunto) a lo largo de los distintos modos de funcionamiento según las condiciones ambientales que se puedan presentar a lo largo de la misión, como puede ser el nivel de radiación o de humedad. Por lo general, aquellas pruebas en las que se recrean las temperaturas que se tendrán durante la misión se engloban dentro de otro tipo de prueba (visto más adelante). Puede ser necesario volver a efectuar estos tipos de pruebas después de completar determinadas pruebas, como pueden ser las de vibraciones y las térmicas, para comprobar si las características del componente o conjunto no se han visto afectadas.

### 12.3.3 Prueba de fugas

Esta prueba debe realizarse únicamente a aquellos componentes y conjuntos presurizados, o que se encuentren sellados herméticamente. Por lo general, el elemento a ensayar se presuriza hasta el valor máximo esperado. Luego se deja al elemento reposar durante un período de tiempo, que suele ser de seis horas, midiendo posteriormente la variación de presión. La prueba de fugas se lleva a cabo después de las pruebas ambientales, de la de presión, de las de vibraciones, y de las

térmicas para verificar si se producen pérdidas de presión después de completar dichas pruebas.

#### 12.3.4 Prueba de presión

La prueba de presión también debe realizarse solamente a los componentes y conjuntos que se encuentren presurizados. La principal razón por la cual se realiza esta prueba es comprobar que la estructura de los elementos a ensayar ofrece un cierto margen que evite grandes deformaciones durante el tiempo que dure la misión. La prueba se realiza con una presión 1,5 veces la presión máxima esperada, y para poder medir los valores obtenidos se debe dejar en reposo al elemento durante al menos 5 minutos. Generalmente, esta prueba se desarrolla entre la prueba de fuga y las de vibraciones. Sin embargo, también es posible que se realice después de haber completado las pruebas de vibraciones y de vacío térmico.

#### 12.3.5 Pruebas de vibraciones

Dentro de las pruebas de vibraciones se pueden distinguir fundamentalmente dos pruebas: la de vibraciones sinusoidales y la de vibraciones aleatorias.

En la primera prueba, el componente se instala en una superficie de igual manera que se hará en el vehículo lanzador, haciendo vibrar a continuación dicha superficie según las vibraciones sinusoidales que se esperan tener durante el lanzamiento. Esta prueba permite conocer si el elemento o conjunto ensayado es capaz de soportar las vibraciones que se pueden dar dentro del vehículo lanzador. Además, con esta prueba también es posible determinar la frecuencia de resonancia.

En el caso de la prueba de vibraciones aleatorias, el objetivo es verificar si el elemento puede resistir las vibraciones que se puedan dar aleatoriamente y las vibraciones acústicas que puedan surgir durante la fase de lanzamiento. La forma de realizar la

prueba es similar al del caso anterior, y como sucede también en la anterior prueba, se debe repetir el proceso para cada uno de sus ejes.

#### 12.3.6 Prueba de choques

En esta prueba se fija el elemento a una superficie a la cual se le aplican una serie de golpes para comprobar si dicho elemento puede soportar los posibles choques y golpes que se pueden dar a lo largo de la misión, como puede ser el desprendimiento de alguna parte del satélite o del vehículo lanzador durante la separación de ambos.

#### 12.3.7 Pruebas térmicas

Las pruebas térmicas se componen de dos pruebas diferentes: la de vacío térmico y la de ciclos térmicos.

El objetivo que persigue la prueba de vacío térmico es el de demostrar que el elemento funcionará correctamente, desde el punto de vista de la presión que se tendrá en la órbita definida. Para ello, se sitúa el elemento en una cámara que simulará las condiciones ambientales de la órbita. Por lo general, se suele situar el nivel de presión de la cámara en unos  $10^{-5}$  torr, aproximadamente  $133,32 \cdot 10^{-5}$  Pa.

En cuanto a la prueba de ciclos térmicos, el propósito es verificar que tanto el rendimiento del elemento como sus características no sufren variaciones dentro del intervalo de temperaturas definido. El elemento se ensaya dentro de una cámara donde se recrean las variaciones de temperatura esperadas, pudiendo ensayarse en muchos casos por encima de los límites definidos.

#### 12.3.8 Prueba de vida

Suele ser de las últimas pruebas en realizarse, y en ella se somete al elemento a las condiciones que se encontrará durante el tiempo que dure la misión. Gracias a esto, es posible comprobar si dicho elemento podrá realizar su función satisfactoriamente. Si fuese necesario realizar una prueba de vida de forma rápida, el requisito para aceptarlo como válido es que pueda funcionar correctamente un 50% más de tiempo de lo que se definió.

#### 12.4 Paneles solares

Las pruebas para verificar las características y el comportamiento de los paneles solares son similares a las comentadas anteriormente, pero además se incluyen otras pruebas específicas para comprobar los procesos electrónicos que se llevan a cabo para transformar la radiación solar en energía eléctrica.

Una vez que se reciben las células solares por parte del fabricante es necesario comprobar que los datos que acompañan a las células son correctos, ya que puede ser que durante el transporte se hayan podido dañar. Para ello, se mide la curva  $I$ - $V$ . La forma de realizarlo consiste en iluminar las células mediante un sistema de iluminación que permita conseguir la radiación solar que existe en el espacio [2]. Lo más habitual es conseguir dicha radiación mediante un simulador solar. Para que la radiación que emita ese sistema sea comparable con la de la radiación solar en el espacio debe proporcionar un espectro solar AM0<sup>11</sup>, aunque también es posible utilizar un AM1,5, junto con una irradiancia de 1367 W/m<sup>2</sup> [3]. Además, y dado que las características de las células también dependen de la temperatura, es necesario realizar la prueba junto con un sistema que la controle eficazmente. Sin embargo, también es posible determinar las características de las células recibidas realizando las pruebas al aire

---

<sup>11</sup> AM son las siglas de *Air Mass* (Masa de Aire) y se define como el cociente entre la trayectoria óptica oblicua descrita por un fotón a lo largo de la atmósfera y la trayectoria vertical mínima que tendría que recorrer para llegar al mismo punto sobre la superficie terrestre [4]. Con este término se caracteriza al espectro solar después de que la radiación solar haya viajado a través de la atmósfera. AM0 representa la radiación solar en el espacio.

libre. La ventaja de este sistema es que permite reducir costes al no necesitar grandes instalaciones para realizar los ensayos ya que lo más habitual es colocar en el techo del laboratorio los paneles solares orientados al Sol según los requisitos definidos, y además los resultados se acercan más a las condiciones que realmente tendrán los paneles durante la misión [5] ya la temperatura de los ensayos no es estándar. Sin embargo, si como se está comentando, el objetivo es comprobar que los datos proporcionados por el fabricante son correctos, esto supone un gran inconveniente ya que no es posible controlar la temperatura del ambiente. Por ello, la eficiencia de los paneles será generalmente menor que la definida por el fabricante (cuyas características las determina a  $25 \pm 2$  °C), cifrando la pérdida de rendimiento en 0,06 en valor absoluto por cada incremento de °C [6]. Además, otro dato a tener en cuenta es que la irradiancia a la que se ven sometidos los paneles será también menor (de entorno a  $750 \text{ W/m}^2$  [6]).

También puede ser necesario volver a comprobar la curva  $I$ - $V$  después de las pruebas de vibraciones y térmicas para comprobar si se ha producido algún cambio en las características de las células durante la realización de dichas pruebas.



Figura 12.1. Simulador solar [7].

Comprobadas ya las características de las células y del panel solar en su conjunto, el siguiente paso es comenzar con las pruebas ambientales. Una de estas pruebas es la de radiación. El objetivo de esta prueba es determinar el nivel de degradación que se produce en las características de las células solares debidas a la radiación espacial. Para realizar esta prueba se suele utilizar un acelerador electrostático de Van de Graaff, ya que es capaz de emitir radiaciones con el mismo nivel que las que se dan en el espacio. Otra prueba que se incluye dentro de las ambientales es la de humedad para verificar si la humedad del ambiente espacial afecta a las conexiones entre ellas. La forma de comprobarlo es someter a las células durante varias horas a niveles de humedad de entorno al 95%.

Tras realizar las pruebas de vibraciones y choques, el panel solar pasa a una cámara donde se realiza la prueba de ciclos térmicos. Como se comentó en el capítulo 8, la temperatura de trabajo de las células solares está comprendida entre los  $-60^{\circ}\text{C}$  y los  $+60^{\circ}\text{C}$  (la de los paneles asciende hasta los  $100^{\circ}\text{C}$ ). Por ello, se empieza a aumentar la temperatura de la cámara hasta que se alcanzan los  $+60^{\circ}\text{C}$ . Esta temperatura se mantiene constante durante 16 horas gracias al empleo de varios termopares colocados de forma distribuida por toda la cámara. A continuación, se disminuye la temperatura hasta los  $-60^{\circ}\text{C}$  para posteriormente aumentarla de nuevo hasta los  $+60^{\circ}\text{C}$ . Tras esto, se reduce la temperatura hasta la del ambiente concluyendo de esta manera un ciclo térmico [2].

En cuanto a las pruebas eléctricas, destacan la prueba del diodo, las de derivación, y la de cables [2]. En la prueba de diodos se determina si los diodos de aislamiento que se instalan a la salida de los circuitos pueden soportar una caída de tensión de polarización. Las pruebas de derivación engloban el control de derivación (donde se comprueba la estabilidad del bus), la regulación de derivación (que permite detectar los posibles fallos que se pueden dar en el controlador), y la disipación de derivación (donde se verifica si los requisitos eléctricos se cumplen). Por último, a lo largo de todas las fases de diseño y análisis se debe cuantificar la pérdida que producirán los cables. Se suelen realizar unas pruebas de aislamiento para comprobar que se

mantienen unos ciertos niveles de resistencia y de capacidad entre los cables, mayor que  $1\text{ M}\Omega$  en el primer caso y menor que  $0,1\text{ }\mu\text{F}$  si se habla de capacidad [2].

## 12.5 Baterías

Al igual que ocurre en los paneles solares, es necesario evaluar las características de las baterías empleadas para comprobar si pueden soportar las condiciones a las que se verán sometidas durante el tiempo que dure la misión espacial.

Antes de comenzar con las pruebas de calificación y de aceptación, es fundamental verificar que las características de cada batería recibida coinciden con las especificadas por el fabricante. Para ello, es necesario comprobar la curva de carga-descarga de cada batería realizando varios de ciclos de carga y descarga, variando la duración de cada ciclo. Esta prueba debe desarrollarse según el mismo procedimiento y las mismas condiciones con las que lo hizo el fabricante, ya que un cambio en la temperatura de ensayo o en la velocidad de descarga puede suponer un cambio de un 50% en la capacidad o en el ciclo de vida de la batería [8]. Tras realizar dicha comprobación, el siguiente paso sería el de comenzar con los ensayos de calificación y más tarde con los de aceptación, explicados ambos en el capítulo 11 (véase el apartado 11.2.6.1). Dentro de estos ensayos también se encuentran otros tipos de pruebas que son específicas de las baterías como son la de cortocircuito, la de carga extrema, la de gran velocidad de descarga, compatibilidad electromagnética, aislamiento funcional, las de fuga electrolítica, las de capacidad, y las de sobrecarga. De todas estas, sólo se mostrarán con mayor detalle las cuatro primeras.

En la prueba de cortocircuito, las baterías que se utilizan para los ensayos se cortocircuitan conectando los terminales positivo y negativo de la batería con un circuito cuya carga resistiva es de  $80 \pm 20\text{ m}\Omega$ . La prueba finaliza cuando la batería se ha descargado hasta tener como mínimo un valor de  $0,2\text{ V}$  y la temperatura de la misma está cercana a la del ambiente (el intervalo suele ser de  $\pm 10\text{ }^{\circ}\text{C}$ ). Durante la prueba se debe tener un severo control de la temperatura de la batería ya que el límite que se puede alcanzar es de  $150\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

Para realizar la prueba de carga extrema, primero es necesario descargar la batería según una corriente de 0,2 C/1h hasta obtener la tensión final de descarga definida por el fabricante [8]. Una vez que se ha descargado hasta el valor límite, se carga la batería con una tensión máxima de salida constante y con una corriente tres veces mayor que la corriente de carga máxima definida por el fabricante. El proceso de carga debe durar hasta que se alcance el estado de plena carga, siendo por lo general de 7 horas. La temperatura del ambiente en el que debe desarrollarse esta prueba ha de ser de  $20 \pm 5$  °C.

En la prueba de gran velocidad de descarga se ensayan aquellos casos en los que es necesario utilizar las baterías a pleno rendimiento durante un período de tiempo menor del que se había definido. Para realizar la prueba, primero es necesario cargar la batería de la misma forma que se hizo para determinar la curva de carga-descarga. A continuación se deja la batería en reposo entre 1 y 4 horas. Por último, se descarga la batería según una corriente constante de 1 C/1h hasta obtener la tensión final de descarga definida por el fabricante. La temperatura durante la prueba debe ser de  $20 \pm 5$  °C [9].

El objetivo de la prueba de compatibilidad electromagnética (EMC *Electromagnetic Compatibility*), también llamada EMI (*Electromagnetic Interference*), es detectar las posibles interferencias que se puedan dar entre los equipos electrónicos y eléctricos y que puedan afectar al correcto funcionamiento de todos ellos. Esas interferencias son generalmente transmitidas por los cables y/o por la estructura del satélite. Esta prueba se suele realizar en una cámara anecoica o en una jaula de Faraday ya que son lugares donde se consigue una atmósfera libre de interferencias [10].



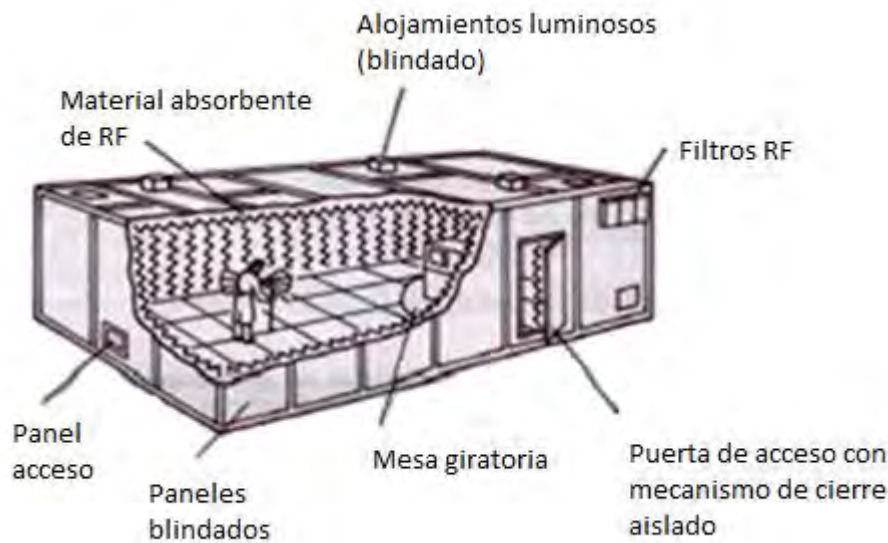


Figura 12.2. Esquema de una cámara anecoica [11].

## 12.6 Ensamblaje

Tras realizar las distintas pruebas a los paneles solares y a las baterías, y una vez que se ha verificado que tanto uno como otro satisfacían los requisitos impuestos, se puede comenzar con el montaje de ambos sistemas de potencia en el satélite. Una vez que todos los subsistemas se encuentran integrados en el satélite, es necesario realizar otras series de pruebas para verificar que el montaje se ha realizado correctamente y para comprobar que no se producen interacciones entre los distintos equipos.

Tras realizar el ensamblaje de todos los subsistemas, se debe realizar una prueba de encendido para comprobar que todos los equipos reciben la energía suficiente para funcionar correctamente. Con esta prueba también es posible determinar aquellos equipos que reciben una energía mayor que la necesaria pudiendo ocasionarles un daño grave, ya que los valores de intensidad y corriente de cada subsistema se estudian junto con los obtenidos a lo largo de las diferentes pruebas llevadas a cabo anteriormente para determinar si el comportamiento de cada uno es el adecuado.

Tanto los paneles como las baterías se prueban según los distintos modos de funcionamiento que tenga cada uno, determinando el rendimiento que ofrecen en

cada uno de esos modos. Con estas pruebas se verifica si el proceso de montaje se ha realizado correctamente y si las interfaces se encuentran conectadas adecuadamente entre el bus y los distintos subsistemas.

### **12.7 Ensayos en el UPM-Sat 1**

En este apartado se detallan las pruebas que se realizaron en el satélite UPM-Sat 1, como ejemplo de un plan de pruebas para el satélite de estudio.

En el UPM-Sat 1 se realizaron pruebas de desarrollo para verificar tanto el diseño de los equipos de vuelo como los de tierra ya que este satélite representaba un desarrollo nuevo, pruebas de verificación para comprobar que dichos equipos funcionaban correctamente, pruebas de calificación para verificar que todos los requisitos se cumplen satisfactoriamente (incluidos los requisitos que impone el vehículo lanzador, un Ariane IV), y pruebas de aceptación. Dentro de las pruebas de aceptación se distinguen dos fases: en la primera fase se realizan una serie de pruebas antes del envío de todos los equipos al centro de lanzamiento con el objetivo de comprobar que todos los equipos son capaces de soportar las especificaciones de diseño. En la segunda fase, y una vez que se integran todos los componentes y equipos en el centro de lanzamiento, se prueba todo el conjunto para verificar que no se produce ningún fallo.

En la tabla 12.1 se recogen las principales pruebas que se llevaron a cabo en el UPM-Sat 1. Centrando la atención en el sistema de potencia, a continuación se describen los ensayos que se realizaron tanto a los paneles solares como a las baterías de este satélite universitario.

Tabla 12.1. Principales ensayos realizados en el UPM-Sat 1 [12].

Pruebas
Ensayos estructurales preliminares
Ensayos de equipos
Integración del modelo eléctrico
Calificación del satélite
Calificación del satélite junto con el sistema de separación
Compatibilidad geométrica
Vacío térmico (ensayos de calificación)
Integración del modelo de vuelo
Ensayos de separación
Choque
Vibración
Propiedades másicas
Vacío térmico (ensayos de aceptación)

#### 12.7.1 Paneles solares

En el UPM-Sat 1 se utilizaron cuatro paneles solares colocados en los laterales del satélite. Dos de los paneles eran modelos convencionales formados por células de silicio y fueron fabricados por la compañía DASA (*Deutsche AeroSpace AG*), mientras que los otros dos eran modelos experimentales. Uno de ellos llevaba células de silicio y un sistema de interconectores de aluminio, y fue fabricado por ESA/ESTEC-DASA, mientras que el otro panel estaba formado por células de arseniuro de galio y fue fabricado por ESA/ESTEC-FIAR.

### *Panel FIAR*

El panel solar de FIAR está compuesto de una estructura de *honeycomb* recubierta con una capa de aluminio, una capa aislante de Kapton, un bus de interconexión y 96 células solares de GaAs. Las células fueron montadas sobre la capa de Kapton según 3 hileras de 32 células cada una conectadas en serie. Las pruebas que se comentan a continuación fueron realizadas por el fabricante.

Para determinar las características de las células se utilizó una lámpara de xenón, calibrada para AM0, que simulase la radiación solar (a una temperatura de 25 °C), determinándose de esta manera la curva *I-V* del panel. Para verificar que la capa de Kapton se había adherido correctamente a la de aluminio, se realizó una prueba de vacío térmico que consistía en someter al panel solar, sin haberse colocado todavía las células solares, a 5 ciclos de entre -60 y +60 °C y a una presión de  $133,32 \cdot 10^{-6}$  Pa ( $10^{-6}$  torr). Una vez que todo el conjunto se montó, se volvió a realizar de nuevo esta prueba para comprobar que el montaje se había realizado correctamente. Antes y después de realizar la prueba de vacío térmico se realizaron inspecciones visuales para comprobar que el panel estaba en perfectas condiciones antes de realizar la prueba, y para asegurarse de que el panel no había sufrido daños durante dicho ensayo.

### *Paneles DASA*

Los dos paneles solares convencionales de DASA están compuestos de 204 células repartidas en 4 hileras de 51 células de Si cada una. Se utilizó una lámina de Kapton como aislante eléctrico y los interconectores eran de plata, los cuales tenían una protección frente a los átomos de oxígeno. Por otro lado, el panel experimental de ESA/ESTEC-DASA se compone de 192 células repartidas en 4 hileras de 48 células cada una. Al igual que en los paneles DASA, se empleó un aislante de Kapton, pero los interconectores que se utilizaron en estos paneles fueron de aluminio. Para los tres paneles, el fabricante determinó las curvas *I-V* para comprobar que las características de todos ellos eran las correctas.

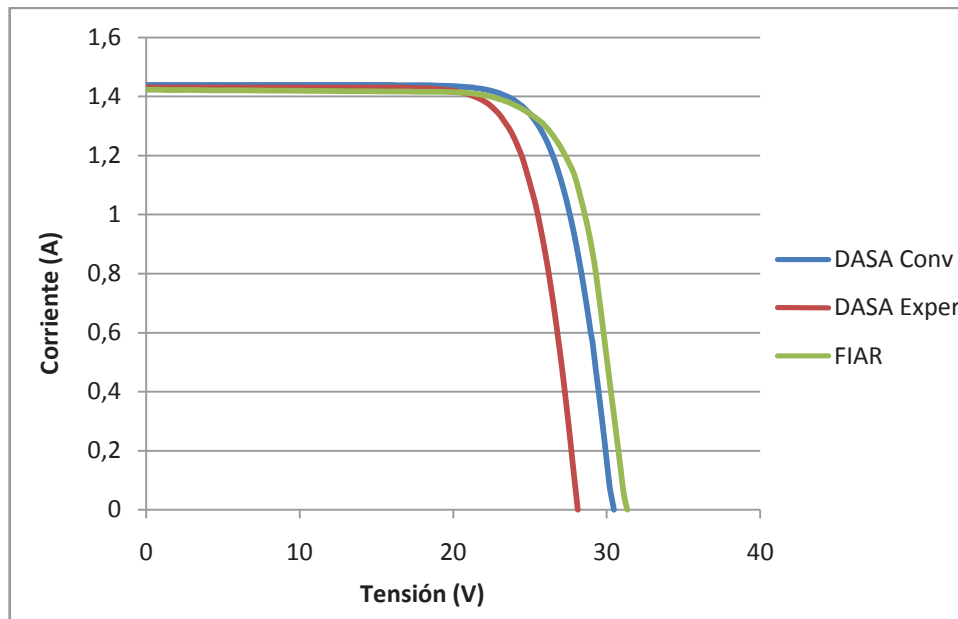


Figura 12.3. Comparativa de las curvas corriente-tensión de los tres tipos de paneles solares utilizados en el UPM-Sat 1 [14].

Una vez que ambos fabricantes certificaron que sus paneles solares se habían fabricado correctamente, los responsables del proyecto UPM-Sat 1 realizaron unas series de pruebas para verificar que los paneles se habían recibido según las especificaciones solicitadas (pruebas de recepción y de caracterización), y también para comprobar que podían soportar las condiciones que se encontrarían durante la misión (pruebas de calificación).

El objetivo de las pruebas de recepción era determinar el estado de funcionamiento de los paneles recibidos. Para ello, primero se protegieron los paneles conectando un diodo por cada hilera de células. A continuación, se midieron las tensiones de cada hilera iluminando cada panel con un tubo de luz fluorescente. Después se comprobó si la tensión disminuía cuando algunas células de la hilera no recibían luz. Tras esto, se midió la resistencia entre las salidas y el recubrimiento de la estructura para verificar que el aislamiento entre los cables y la estructura era adecuado. Finalmente, se irradiaron los paneles con un simulador solar. Cada panel fue sometido a cuatro pruebas: dos de ellas se realizaron a igual intensidad de radiación (AM5 ya que es la irradiancia que llega a la superficie terrestre) pero variando la temperatura; y los otros

dos ensayos se realizaron de forma inversa, es decir, la temperatura era la misma en ambas pruebas pero la intensidad de radiación cambiaba de una prueba a otra, simulando de esta manera varios ángulos de incidencia de los rayos solares en los paneles.

Tabla 12.2. Principales pruebas realizadas a los paneles solares del UPM-Sat 1 durante las pruebas de recepción [13].

Pruebas de recepción
Conexión de diodos en las hileras
Iluminación del panel con luz fluorescente
Medición de la tensión de cada hilera
Comprobación de la caída de tensión cuando algunas partes del panel no se encuentran iluminadas
Medición de la resistencia entre las salidas
Verificación de los aislantes
Irradiación del panel con un simulador AM5 variando la temperatura
Irradiación del panel variando la intensidad recibida a igual temperatura

Por otro lado, entre las pruebas de calificación destacan: vacío térmico, vibraciones, irradiación con electrones y fotones mediante un simulador solar, fatiga térmica de los interconectores, y ruido acústico (en relación al lanzador espacial).

### 12.7.2 Baterías

Las dos baterías que se utilizaron en el UPM-Sat 1 estaban compuestas por células GH 6000F de la compañía Gates. Cada una de las baterías se componía de 14 células de NiCd divididas en 2 grupos de 7 células cada uno.

Como se hizo con los paneles, las baterías fueron sometidas a pruebas de recepción, de caracterización, y de calificación. Durante las pruebas de recepción, cada grupo de

células se vio sometido a tres ciclos rápidos de carga-descarga para encenderlas, para más tarde realizarlas una verificación para comprobar sus características. El proceso de verificación consistía de una carga de 24 horas seguido de un tramo de reposo de 1 hora. A continuación, se realizaba una descarga rápida (cuya duración era de aproximadamente 1 hora). Por último, se cargaba el grupo de células durante 30 minutos y se dejaba 96 horas en reposo. Las pruebas de caracterización consistían en determinar las curvas de carga-descarga de cada grupo de células para verificar si los datos obtenidos se correspondían con los valores esperados. Por otro lado, durante la calificación de los grupos se hicieron ensayos de vacío, de vibraciones (tanto axiales como transversales), y ensayos térmicos (sobre todo de bajas temperaturas). Después de las pruebas de calificación se realizaron una serie de ensayos de desarrollo para comprobar las cargas cíclicas, y la posible descompensación que pudiera existir entre los dos grupos de cada batería durante los procesos de carga y descarga. Todas estas pruebas aparecen recogidas en la siguiente tabla.

Tabla 12.3. Principales pruebas realizadas en las baterías del UPM-Sat 1 [15].

Tipo de prueba	Descripción
Recepción	Encendido de baterías con 3 ciclos carga-descarga rápidos
Verificación	Carga de 24 h
	Reposo de 1 h
	Descarga rápida ( $\approx 1$ h)
	Carga de 30 min
	Reposo de 96 h
Caracterización	Determinación de la curva carga-descarga
Calificación	Ensayos de vacío
	Ensayos de vibraciones
	Ensayos térmicos
Desarrollo	Comprobación de las cargas cíclicas
	Comprobación de posibles descompensaciones

### 12.7.3 Integración paneles-baterías

Una vez que se comprobó de forma individual que tanto los paneles solares como las baterías funcionan correctamente, se ensayó todo el conjunto para comprobar si podía proporcionar toda la potencia requerida sin que existiese ningún problema entre ellos. Para comprobarlo, se realizó una prueba en la que la demanda de potencia era variable para simular tanto los períodos de sol como de sombra. El ensayo que se muestra a continuación se realizó para cada uno de los paneles del satélite. Primero se creó el circuito mostrado en la figura 12.4. Seguidamente, se iluminó el panel con luz solar natural, midiendo entonces tanto la temperatura del panel como los valores de las corrientes  $I_0$ ,  $I_1$ ,  $I_2$  e  $I_L$  (todo esto sin conectar la resistencia  $R_L$ ). Después se repitió el mismo proceso tres veces más pero en estos casos  $R_L$  se encontraba conectada, primero con un valor de  $400\ \Omega$ , luego de  $40\ \Omega$ , y por último de  $3\ \Omega$ .

Tabla 12.4. Principales pruebas de integración realizadas en el UPM-Sat 1 [16].

	Pruebas de integración
<b>Prueba 1</b>	Iluminación de los paneles con luz solar
	Medición de la temperatura de los paneles
	Medición de $I_0$ , $I_1$ , $I_2$ , $I_L$
<b>Prueba 2</b>	Conexión de $R_L$
	$R_L = 400\ \Omega$
	Repetición de la prueba 1
<b>Prueba 3</b>	$R_L = 40\ \Omega$
	Repetición de la prueba 1
<b>Prueba 4</b>	$R_L = 3\ \Omega$
	Repetición de la prueba 1



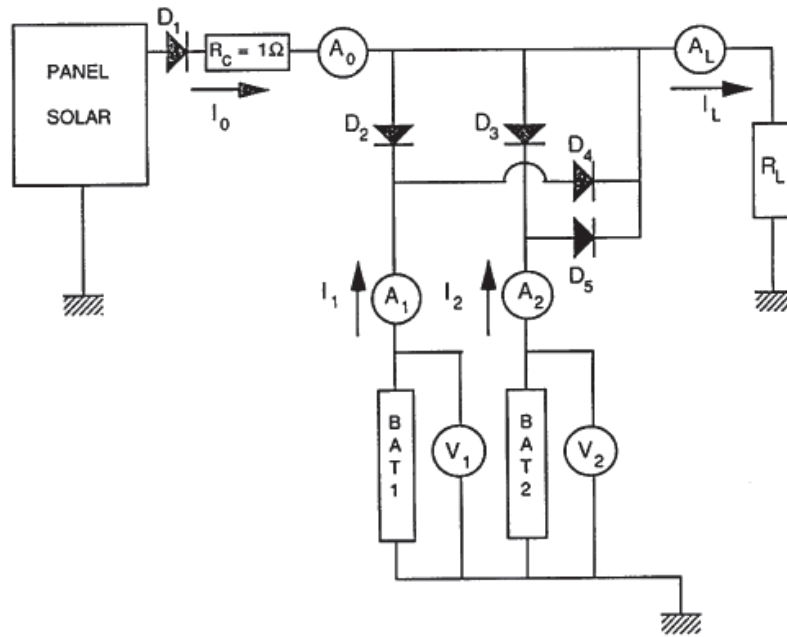


Figura 12.4. Circuito para determinar la integración paneles-baterías [16].

Después de estas pruebas, se desconectaron las baterías para volver a determinar las curvas  $I$ - $V$  de los paneles. Para ello, se midieron tanto los valores de tensión como de corriente a medida que se variaba la resistencia  $R_L$ . Tras conocer las características de los paneles, es decir, la curva  $I$ - $V$ , se volvió a realizar la prueba descrita anteriormente (figura 12.4) para calibrar el panel de forma que ofrecieran las mejores características una vez que las baterías también se encontrasen en funcionamiento.

## 12.8 Bibliografía

- [1] "Solar Cell Array Design Handbook. Volume I". Rauschenbach
- [2] "Spacecraft Power Systems". Mukund R. Patel
- [3] "Desarrollo, fabricación y ensayo de paneles solares para misiones satelitales argentinas". C. G. Bolzi, C. J. Bruno, P. Cabot, E. Carella
- [4] "Field Experience with a New Performance Characterization Procedure for Photovoltaic Arrays". D. L. King, J. A. Kratochvil, W. E. Boyson, W. I. Bower
- [5] "Recent advances in outdoor performance evaluation of PV systems". M. A. Quintana, D. L. King, J. E. Cannon, J.R. Woodworth
- [6] "Outdoor testing of single crystal silicon solar cells". A. Q. Malik, Salmi Jan Bin Haji Damit
- [7] <http://www.cst.ulster.ac.uk/solar.php>
- [8] UL 1642
- [9] "Secondary cells and batteries containing alkaline or other non-acid electrolytes. Secondary lithium cells and batteries for portable applications". BS EN 61960:2004
- [10] <http://www.mpoweruk.com/testing.htm>
- [11] [http://www.lpi.tel.uva.es/~nacho/docencia/EMC/trabajos\\_02\\_03/medidas\\_EMI/web1/ENSAYOS%20Y%20MEDIDAS%20EMI.htm](http://www.lpi.tel.uva.es/~nacho/docencia/EMC/trabajos_02_03/medidas_EMI/web1/ENSAYOS%20Y%20MEDIDAS%20EMI.htm)
- [12] "El satélite UPM-Sat 1". José Meseguer Ruiz, Ángel Sanz Andrés
- [13] "EPS: Ensayos de los paneles solares". Elvira González
- [14] "Informe de medida de paneles fotovoltaicos". F. Fabero
- [15] "Ensayos de baterías". A. Sanz
- [16] "EPB: Ensayos de acoplamiento de paneles y baterías". Elvira González

*(Página intencionadamente en blanco).*

# Capítulo 13

## Conclusiones

El propósito del presente proyecto es realizar el diseño del subsistema de potencia de un microsatélite, aunque entrando un poco más en detalle en el tema de baterías.

Dado que del subsistema de potencia depende el funcionamiento de los demás subsistemas embarcados en el satélite de estudio, ha sido necesario conocer y determinar las características de cada uno de esos subsistemas para determinar las características que debía tener el subsistema de potencia del satélite propuesto. Para ello, primeramente se ha seleccionado la misión que deberá realizar el satélite. En este caso, el objetivo es detectar y controlar las actividades sísmicas de magnitud superior a 7 que se puedan suceder a lo largo de la Tierra, y de esta manera evitar en la medida de lo posible elevadas pérdidas humanas y materiales. Los sistemas científicos que equipará el satélite y que permitirán medir los valores anómalos que indiquen la presencia de un terremoto en los próximos días son el ICE, el IMSC, el IAP, el IDP, y el ISL. Para obtener una gran base de datos que permita realizar un estudio intensivo de los fenómenos sísmicos, se ha estimado la duración de la misión en 5 años.

Para realizar esta misión, se ha elegido como centro de lanzamiento el cosmódromo de Baikonur por su dilatada experiencia y amplio catálogo de lanzadores, de entre los cuales se ha optado por el Dnepr. La órbita que ha de seguir el satélite tiene una altitud de 670 km, es circular, y heliosincrónica de tarde para que los paneles solares puedan captar la mayor cantidad de radiación solar. Las dimensiones del satélite son  $80 \times 80 \times 110 \text{ cm}^3$ , y para su construcción se ha optado por utilizar la aleación de aluminio 7075-T6 por el gran compromiso que presenta entre características y coste, siendo el peso final del satélite de 185 kg. El sistema de control de actitud elegido ha sido el de estabilización en los tres ejes al permitir una gran maniobrabilidad en el satélite que ayude a captar la mayor cantidad de datos posibles. Por otro lado, el

subsistema de control térmico se encuentra formado por diferentes sistemas pasivos, seleccionado uno u otro sistema según sea el elemento a proteger. Por ejemplo, para proteger la carga de pago se han escogido mantas MLIs, mientras que para las demás partes se utilizan recubrimientos térmicos.

El subsistema de potencia del satélite descrito en este proyecto está compuesto por dos paneles solares desplegables de GaAs y por un conjunto de baterías de Li-ion. Se han elegido paneles solares desplegables ya que de esta forma se permite posicionar correctamente las células solares respecto a la radiación solar para conseguir la mayor cantidad de potencia. Para su despliegado se utilizan dos cilindros, colocados de forma opuesta en el satélite, que permitirán que dichos paneles se encuentren enrollados en el momento de lanzamiento. Ambos paneles están formados por células solares 3G-28% de la empresa Azurspace al ofrecer un mayor rendimiento que otros modelos. En total, es necesario instalar 288 células repartidas en 24 grupos conectados en paralelo y estando cada uno de esos grupos compuesto por 12 células conectadas en serie. Sin embargo, para evitar problemas térmicos por posibles excesos de potencia, al inicio de la misión sólo se encontrarán conectados 22 grupos, conectándose los otros dos grupos restantes de forma progresiva a lo largo de los años.

En cuanto a las baterías, el modelo elegido ha sido la VES 16 de la compañía Saft. Para obtener los valores de tensión y capacidad requeridos por el satélite (28 V y 32,41 A·h), es necesario montar 9 grupos de células de 9 células cada uno obteniéndose finalmente una tensión de salida de 32,4 V, una capacidad de 36 A·h, y una profundidad de descarga (DOD) de 54,01%.

Por último, los ensayos a las que se someterán las baterías serán principalmente los que se indican en la normas de la ECSS al ser ésta una norma europea. De las distintas pruebas que se muestran en dicha normativa, las baterías del satélite sólo se deberán someter a las pruebas de calificación y de aceptación, y entre las que se encuentran pruebas ambientales, de vibraciones, y térmicas entre otras.

## **ANEXO 1**

Space Launch System DNEPR, User's Guide

(Capítulo 4 y 9)



**Space Launch System**

# DNEPR

**User's Guide**





---

This User's Guide contains technical data, the use of which is mandatory for:

- evaluation of spacecraft/Dnepr-1 launch vehicle compatibility; and
- preparation of all technical and operational documentation regarding a spacecraft launch on Dnepr-1 launch vehicle.

All questions on the issues associated with the operation of the Dnepr Space Launch System that were not addressed in this User's Guide should be sent to the address below:

P.O. Box 7, Moscow, 123022, Russian Federation

Tel.: (+7 095) 745 7258

Fax: (+7 095) 232 3485

E-mail: [info@kosmotras.ru](mailto:info@kosmotras.ru)

Current information relating to the Dnepr Space Launch System, activities of International Space Company Kosmotras, performed and planned launches of Dnepr launch vehicle can be found on ISC Kosmotras web-site:

<http://www.kosmotras.ru>

Issue 2, November 2001



---

## Table of Contents

1. Introduction	10
2. International Space Company Kosmotras	12
2.1 <i>ISC Kosmotras Permits and Authorities</i>	12
2.2 <i>Dnepr Program Management. Dnepr Team and Responsibilities</i>	12
3. Purpose, Composition and Principal Characteristics of Dnepr Space Launch System	15
4. Dnepr-1 Launch Vehicle	17
4.1 <i>General Description</i>	17
4.2 <i>Spacecraft Injection Accuracy</i>	22
4.3 <i>Launch Vehicle Axes Definition</i>	22
4.4 <i>Space Head Module</i>	24
4.4.1 <i>Space Head Module Design</i>	24
4.4.2 <i>Payload Envelope</i>	26
4.5 <i>Launch Vehicle Flight Reliability</i>	30
5. Baikonur Cosmodrome	31
6. Dnepr SLS Ground Infrastructure	35
6.1 <i>Elements and General Diagram of Ground Infrastructure</i>	35
6.2 <i>SC and SHM Processing Facility</i>	35
6.3 <i>Spacecraft Fuelling Station</i>	39
6.4 <i>Launch Complex</i>	40
7. Baikonur Operations Flow	42
7.1 <i>Preparation of LV for Integration with SHM</i>	43
7.2 <i>Independent SC Processing</i>	43
7.3 <i>Preparation of SHM for Mating with SC</i>	44
7.4 <i>SC / SHM Integration</i>	44
7.5 <i>Transportation of SHM Containing SC by Transporter Erector to the Silo Launcher</i>	45
7.6 <i>SHM/LV Integration and LV Preparation for Launch</i>	46
7.7 <i>Pre-launch Operations and LV Launch</i>	47
8. SC/LV Interfaces	49

---

8.1 Mechanical Interface	49
8.2 Electrical Interface	51
9. Spacecraft Environments	54
9.1 Stiffness Criteria (Frequency Requirements)	54
9.2 Quasi-static and Dynamic Loads	54
9.3 Vibration Loads	54
9.4 Shock Loads	57
9.5 Acoustic Loads	57
9.6 Temperature and Humidity Conditions and Thermal Effect on Spacecraft	58
9.7 Pressure Underneath LV Fairing	59
9.8 Gas-dynamic Effect on Spacecraft	59
9.9 SC/LV Electromagnetic Compatibility	60
9.10 Spacecraft Tests Required to Meet Dnepr LV Launch Services Requirements	62
10. Ground Qualification Tests	62
11. Telemetry and Tracking	64
12. Analysis of Flight Results	65
13. Range Safety	66
14. Transportation of Spacecraft and Associated Equipment. Customs Clearance	69
14.1 Transportation of Dummy Spacecraft to Ukraine for Ground Testing	69
14.2 Transportation of Spacecraft and Associated Equipment to Baikonur Cosmodrome	69
15. Principles of Pricing Policy and Contractual Relations	75
16. Design and Technical Documents to Be Submitted by Spacecraft Authority	73
17. Documents to Be Submitted to ISC Kosmotras by Spacecraft Authority	75
18. Launch Campaign Schedule	76



---

## Abbreviations

AITB	-	Assembly, Integration and Test Building
COE	-	Checkout Equipment
ECOE	-	Electrical Checkout Equipment
EPM	-	Encapsulated Payload Module
FSUE	-	Federal State Unitary Enterprise
GDS	-	Gas-dynamic Shield
GPE	-	Ground Processing Equipment
GPS	-	Global Positioning System
ICBM	-	Intercontinental Ballistic Missile
ICD	-	Interface Control Document
ISC	-	International Space Company
LCC	-	Launch Control Center
LSA	-	Launch Services Agreement
LSS	-	Launch Services Specifications
LV	-	Launch Vehicle
MoD	-	Ministry of Defense
MoU	-	Memorandum of Understanding
NSAU	-	National Space Agency of Ukraine
RASA	-	Russian Aviation and Space Agency
SC	-	Spacecraft
SDB	-	State Design Bureau
SHM	-	Space Head Module
SLS	-	Space Launch System
TLC	-	Transport and Launch Canister
UHV	-	Ultra High Frequency

## 4.4 Space Head Module

### 4.4.1 Space Head Module Design

The spacecraft is installed inside the SHM. The SHM is composed of the fairing, cylindrical intermediate section, adapter, protective membrane, GDS or EPM.

Fairing is a four-cone structure that has a longitudinal joint along stabilization axes I and III, which divides the fairing into two half-shells (sections) that are tied together by 28 pyro-devices. The fairing is installed atop the cylindrical intermediate section and attached to it by means of 8 pyro-devices. Upon the fairing separation command, the half-shell and fairing/intermediate section attachment pyros are activated, the half-shells are hinged by means of spring pushers installed at the bottom end of the fairing and, upon reaching a certain angle of turn, are separated from the intermediate section.

Intermediate section is a cylindrical part that has a length of 2080 mm (standard size) and diameter of 3000 mm and incorporates two platforms – A (on upper extreme ring frame of which, the fairing is installed) and B (the bottom extreme ring frame of which is attached to the 3<sup>rd</sup> stage). Both platforms are interconnected by 6 pyro-devices. The length of intermediate section can be extended by 850 – 2000 mm to incorporate a bigger spacecraft.

Adapter is a newly developed conical structure. Attached to the adapter upper flange are the spacecraft and a special protective membrane that isolates the payload envelope from the control and telemetry system instrumentation

compartment located under the adapter. The adapter bottom flange sits on the lower extreme ring frame of the platform B.

In necessary, an additional adapter (or several adapters) that is already integrated with the spacecraft, may be placed on the standard adapter.

SHM is available in two configurations:

Configuration 1 – a newly developed intermediate section with GDS;

Configuration 2 – an intermediate section consisting of standard platforms A and B plus EPM.

Both configurations of SHM use the standard fairing and a newly developed adapter.

For SC protection against the 3<sup>rd</sup> stage motor plume, the Configuration 1 utilizes the GDS that is attached to the Platform A upper ring frame and separated prior to the SC release.

For the above purpose, the Configuration 2 uses the EPM, the cover of which is separated prior to the spacecraft release, i.e. similarly to the GDS.

Layout schematics of the standard length SHM (both with GDS, and EPM) is shown in Figure 4.4.1.1 and 4.4.1.2 respectively.

Layout schematic of SHM Configuration 1, the length of which is extended by 850 mm, is shown in Figure 4.4.1.3.

SHM design allows for multi-tier spacecraft layout. One of the options for such layout is shown in Figure 4.4.1.4.

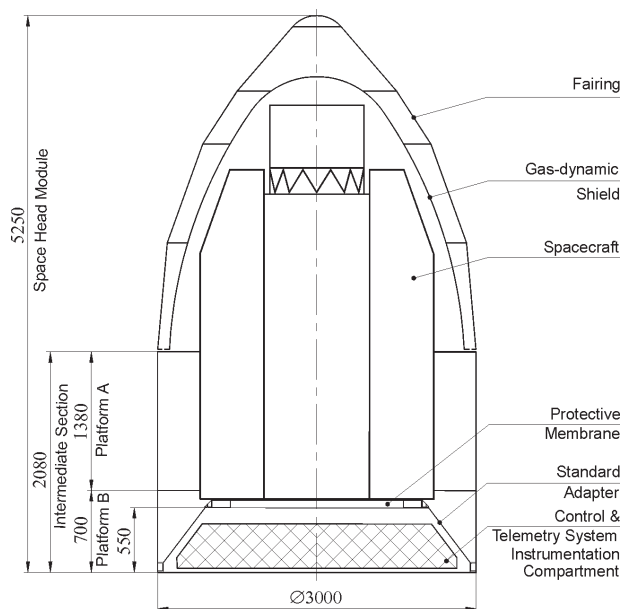


Figure 4.4.1-1 SHM Configuration 1 – Standard Length

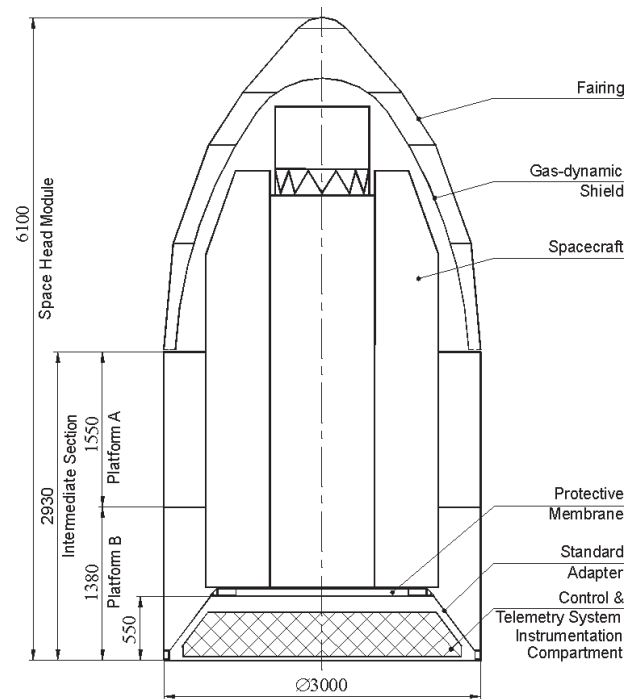


Figure 4.4.1-3 SHM Configuration 1 – Extended by 850 mm

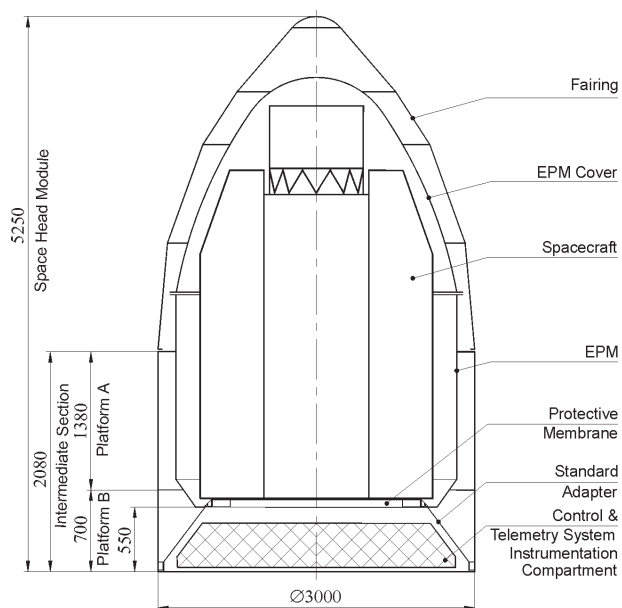


Figure 4.4.1-2 SHM Configuration 2 – Standard Length

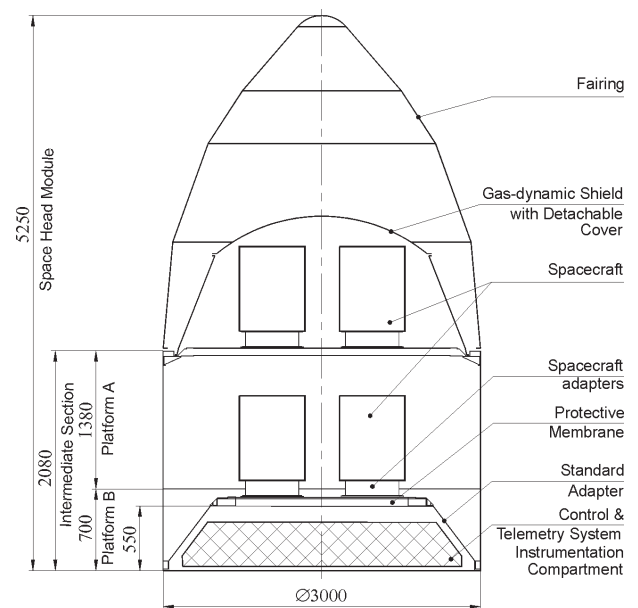


Figure 4.4.1-4 SHM with 2-tier Layout

#### 4.4.2 Payload Envelope

Payload envelope is a volume within the SHM, which is designed for accommodation of spacecraft.

Spacecraft dimensions (including all of its protruding elements) must fit within the specified payload envelope, given all possible deviations and displacements from the nominal position during the ground testing and in flight.

The size of payload envelope within the standard SHM (length – 5250 mm) and

adapter ( $H = 550$  mm) is shown in Figures 4.4.2.1 and 4.4.2.2 (i.e. for SHM Configuration 1 with GDS and SHM Configuration 2 with EPM respectively).

Figure 4.4.2.3 shows the size of payload envelope within the SHM extended by 850 mm (maximum possible extension of the SHM length is 2000 mm).

When designing the interface between the launch vehicle and a specific spacecraft, the size and configuration of the payload envelope may be specified.

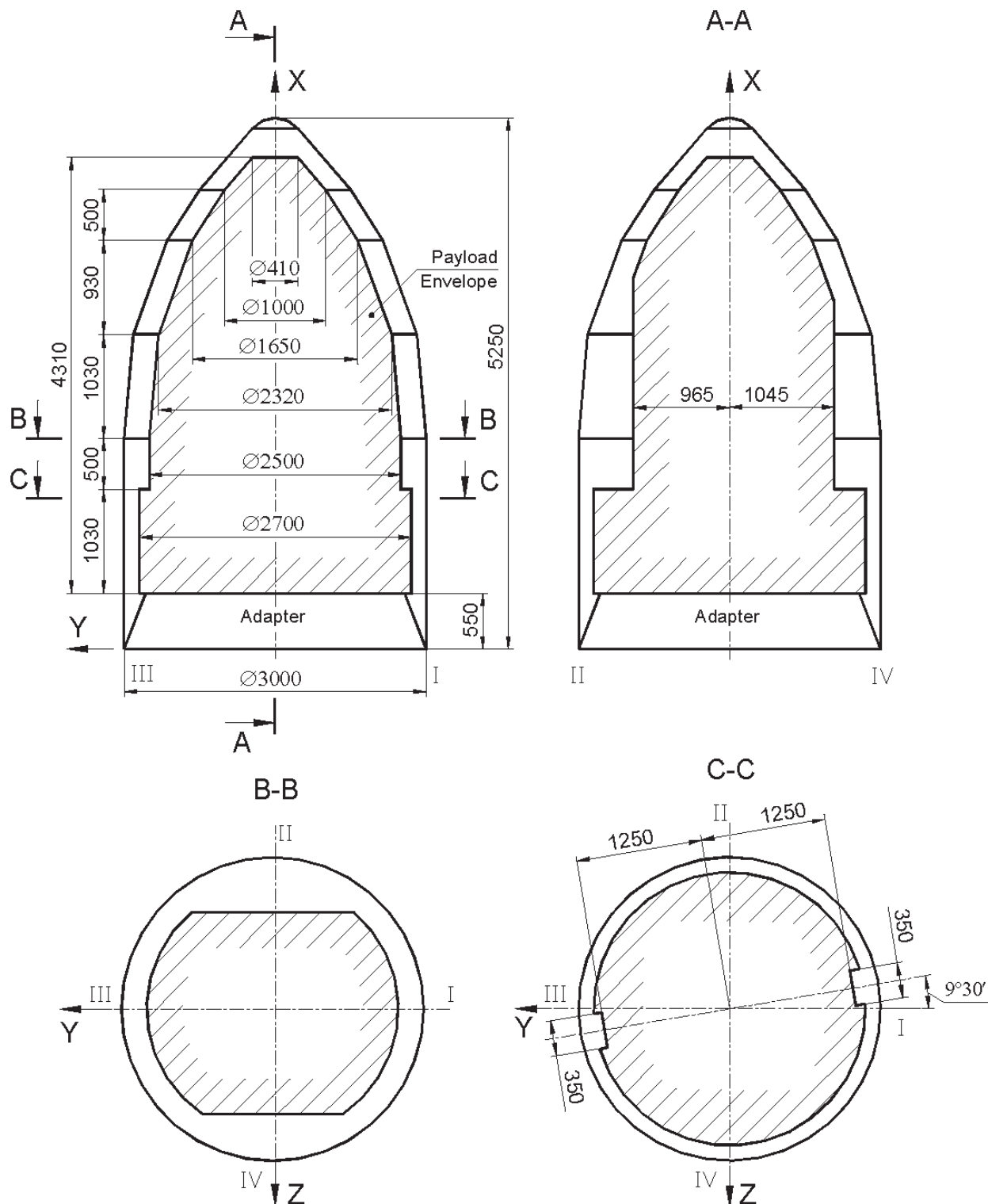


Figure 4.4.2-1 Payload Envelope Available within SHM Configuration 1 with Standard Adapter and GDS

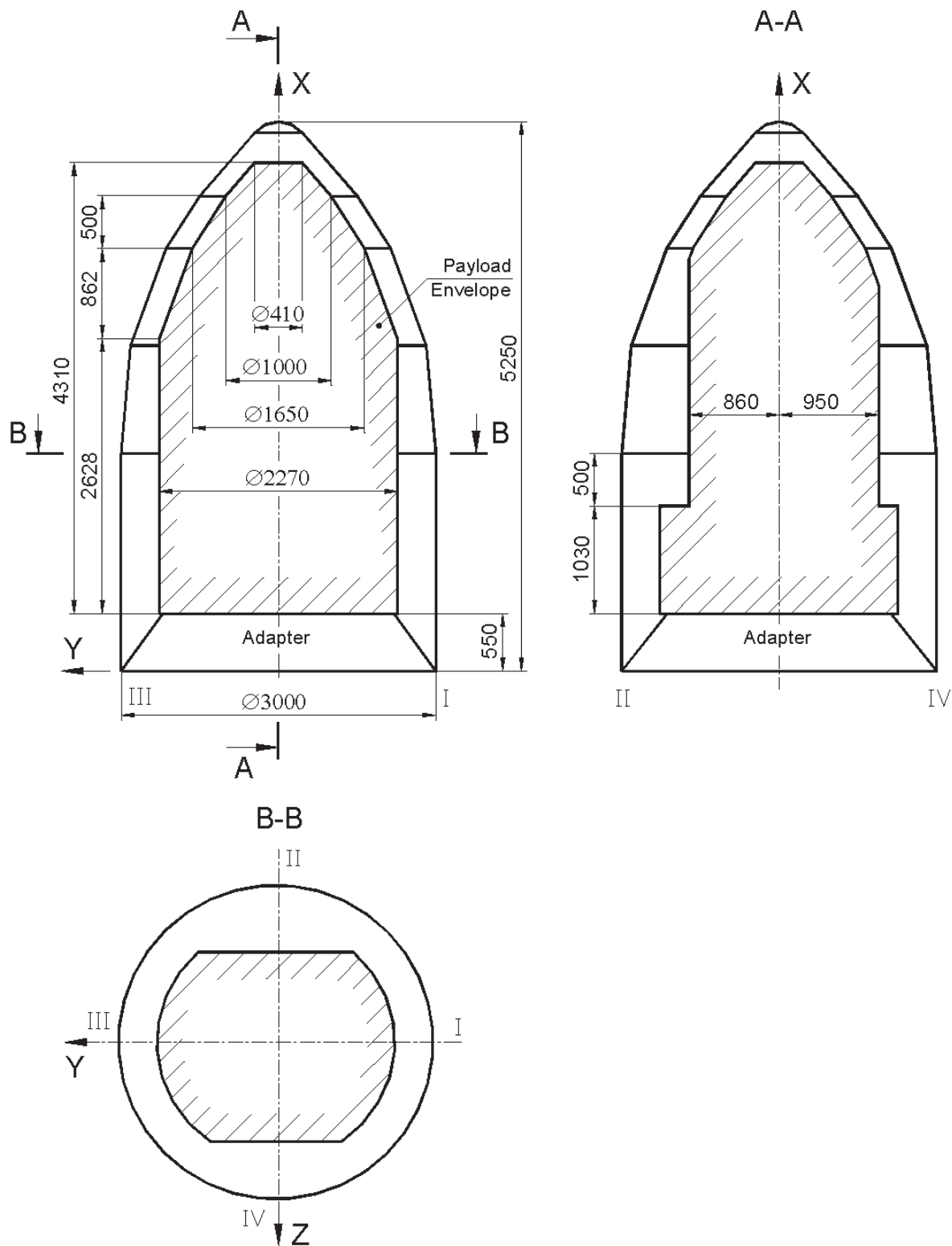


Figure 4.4.2-2 Payload Envelope Available within SHM Configuration 2 with Standard Adapter and EPM



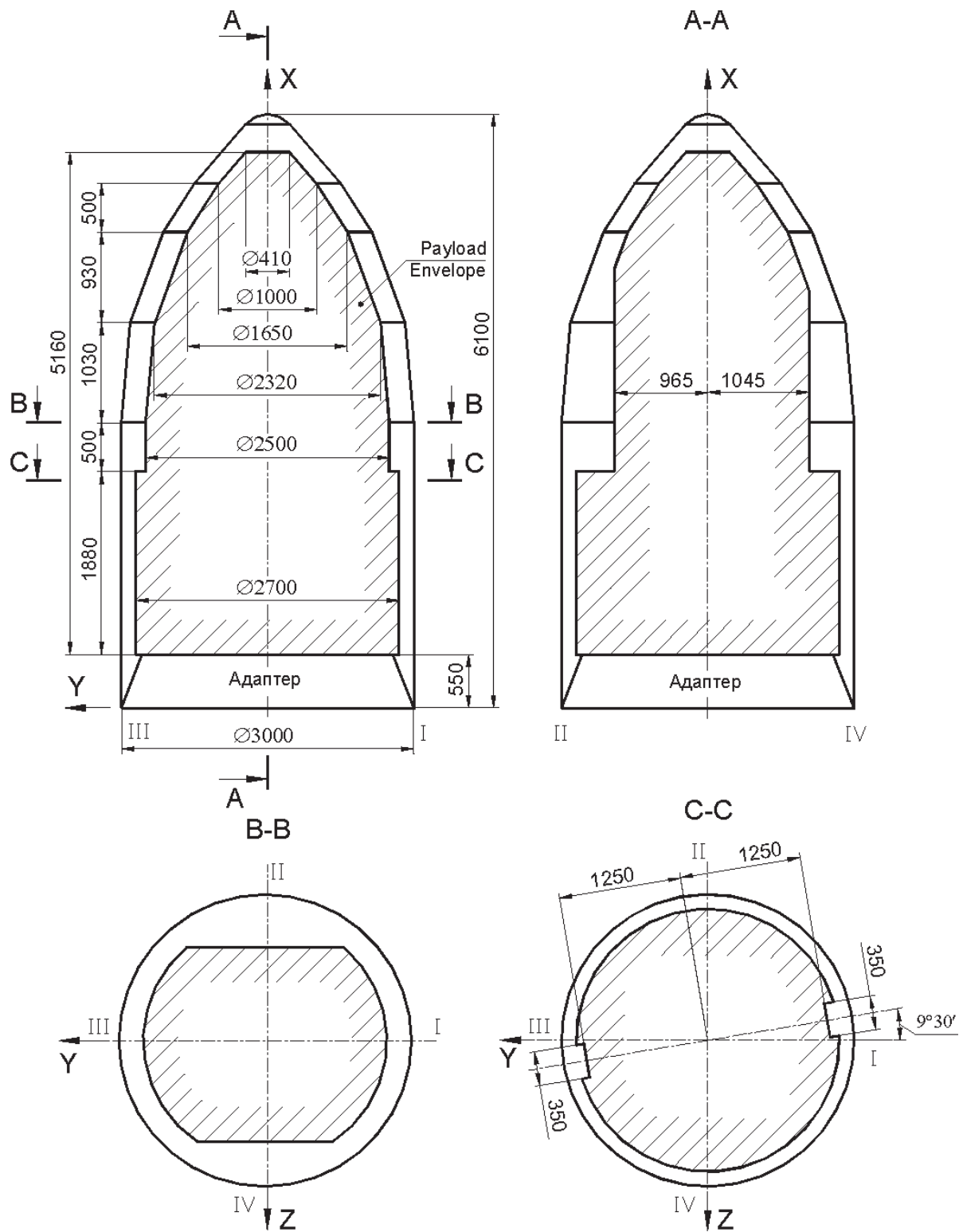


Figure 4.4.2-3 Payload Envelope Available within SHM Configuration 1 Extended by 850 mm with Standard Adapter and GDS

## 9. Spacecraft Environments

### 9.1 Stiffness Criteria (Frequency Requirements)

The spacecraft should be designed with a structural stiffness, which ensures that the values of fundamental frequency of the spacecraft, hard mounted at the separation plane, are not less than:

- 20 Hz in the longitudinal axis; and
- 10 Hz in the lateral axis.

If it is not possible to comply with the above requirements, SDB Yuzhnoye will carry out an additional analysis of the LV dynamic characteristics and loads that will take into account the spacecraft fundamental frequencies.

### 9.2 Quasi-static and Dynamic Loads

Tables 9.2-1 and 9.2-2 contain quasi-static and dynamic components of accelerations that act on the SC/LV interface during the ground handling, launch and in-flight.

Spacecraft dimensioning and testing must take into account safety factors, which are defined by the spacecraft authority, but should be no less than the values given below:

- 2.0 for ground handling;
- 1.5 during launch while LV is moving inside the TLC;
- 1.3 during launch after the LV exits from the TLC;

- 1.3 during the LV flight.

The spacecraft should remain operable after the effect of the above accelerations.

### 9.3 Vibration Loads

Described below are vibrations acting on the Spacecraft attachment points during the LV flight. Two types of vibrations are as follows:

- Harmonic oscillations; and
- Random vibrations.

The harmonic oscillations are characterized by the amplitude of vibro-accelerations and frequency. The parameters of harmonic oscillations are given in Tables 9.3-1 and 9.3-2.

The random vibrations are characterized by spectral density of vibro-accelerations and the duration of influence. The random vibration parameters are given in Table 9.3-3.

The random vibrations are spatial with approximately equal intensity of vibro-accelerations in each of the three randomly selected mutually perpendicular directions.

The values of amplitude and spectral densities are given in the extreme octave points. The change of these values within the limits of each octave is linear in the logarithm frequency scale.

*Table 9.2-1 Accelerations at SC/LV Interface during Transportation*

Load Source	Acceleration		
	Longitudinal (X)	Lateral (y)	Lateral (z)
SHM Transportation	$\pm 0.4$	$-1.0 \pm 0.7$	$\pm 0.5$

*Table 9.2-2 Maximum Quasi-static and Dynamic Accelerations at SC/LV Interface*

Load Source	Acceleration	
	Longitudinal (X)	Lateral (y, z)
LV movement inside TLC	$2.5 \pm 0.7$	$\pm 0.3$
After LV exit from TLC	$\pm 1.0$	$\pm 0.8$
1 <sup>st</sup> stage burn:		
Maximum dynamic head	$3.0 \pm 0.5$	$0.5 \pm 0.5$
Maximum longitudinal acceleration	$7.5 \pm 0.5$	$0.1 \pm 0.5$
2 <sup>nd</sup> stage burn – maximum longitudinal acceleration	$7.8 \pm 0.5$	0.2
3 <sup>rd</sup> stage burn	$-0.3 \dots -0.5$	0.25

Notes to Tables 9.2-1 and 9.2-2:

- ❑ Lateral accelerations may act in any direction, simultaneously with longitudinal ones;
- ❑ The above values are inclusive of gravity force component;
- ❑ Dynamic accelerations are preceded by "±" symbol;
- ❑ The above values are correct for the spacecraft complying with the fundamental frequency requirements contained in paragraph 9.1.

*Table 9.3-1 Amplitude of Harmonic Oscillations at SC/LV Interface. Longitudinal Axis (X)*

Frequency sub-band, Hz	5-10	10-15	15-20
Amplitude, g	0.5	0.6	0.5
Duration, sec.	10	30	60

*Table 9.3-2 Amplitude of Harmonic Oscillations at SC/LV Interface. Lateral Axes (Y, Z)*

Frequency sub-band, Hz	2-5	5-10	10-15
Amplitude, g	0.2-0.5	0.5	0.5-1.0
Duration, sec.	100	100	100

*Table 9.3-3 Spectral Density of Vibro-accelerations at SC/LV Interface*

Frequency sub-band, Hz	Load Source	
	Liftoff, LV flight segment where $M=1$ , $q_{max}$	1 <sup>st</sup> stage burn (except for LV flight segment where $M=1$ , $q_{max}$ ), 2 <sup>nd</sup> stage burn, 3 <sup>rd</sup> stage burn
Spectral Density, $g^2/Hz$		
20-40	0.007	0.007
40-80	0.007	0.007
80-160	0.007-0.022	0.007
160-320	0.022-0.035	0.007-0.009
320-640	0.035	0.009
640-1280	0.035-0.017	0.009-0.0045
1280-2000	0.017-0.005	0.0045
Root Mean Square Value, $\sigma$ , g	6.5	3.6
Duration, sec.	35	831

#### 9.4 Shock Loads

Shock loads are wide-band, fading processes and are characterized by the shock spectrum and the duration of action.

The activation of the separation pyro-devices is a source of the vibro-pulse loads at the spacecraft attachment points (the duration of shock process is up to 0.1 sec). The shock spectrum values are given in Table 9.4-1. They are accurate for the  $Q=10$  and for each of the three randomly selected mutually perpendicular directions. The change of the shock spectrum values versus frequency within each sub-band is linear (in the logarithm frequency scale and shock spectrum values).

#### 9.5 Acoustic Loads

The sources of acoustic loads are:

- 1<sup>st</sup> stage motor burn;
- frame surface pressure fluctuations in the turbulent boundary layer.

The acoustic loads are characterized by the duration of action, integral level of the sound pressure within the frequency band of 20-8,000 Hz, and the levels of sound pressure within the octave frequency band with the mean geometric frequencies of 31.5; 63; 125;...; 2,000; 4,000; 8,000 Hz.

*Table 9.4-1 Shock Spectrum at Spacecraft Attachment Points*

Load Source	Frequency subband, Hz							Number of shock impacts
	30-50	50-100	100-200	200-500	500-1000	1000-2000	2000-5000	
	Shock Spectrum Values, g							
Separation of fairing, 3 <sup>rd</sup> stage and neighboring spacecraft	5-10	10-25	25-100	100-350	350-1000	1000	1000	*
Separation of SC	5-10	10-25	25-100	100-350	350-1000	1000	1000-3000	1

Note: \* - number of shock impacts is contingent on a number of spacecraft installed in the SHM.

Table 9.5-1 Acoustic Loads

Mean Geometric Frequency of Octave Frequency band, Hz	Level of Sound Pressure, dB
31.5	125
63	132
125	135
250	134
500	132
1000	129
2000	126
4000	121
8000	115
Integral Level of Sound Pressure, dB	140
Duration, sec.	35

#### 9.6 Temperature and Humidity Conditions and Thermal Effect on Spacecraft

During operations with the spacecraft at SC processing facility, the air temperature around the spacecraft is maintained within 21 - 27°C, with relative humidity of not more than 60%.

During SC/SHM integration at AITB, the air temperature is maintained within 5 - 35°C, with relative humidity of not more than 80%.

When transporting the SHM to SHM processing facility and to the launch silo, the temperature inside the Transporter-Erector is within 10-25°C with relative humidity of no more than 80%.

During operations with the SHM at SHM processing facility, the air temperature around the spacecraft is maintained within 5 - 35°C, with relative humidity of not more than 80%.

When loading the Space Head Module into the launch silo and mating it with the LV, the SHM is affected by the temperature within 0-45°C during the time period of no more than 30 minutes and with the temperature within 5 - 35°C during the time period of no more than 5.5 hours, with the relative humidity being no more than 80%.

When the SHM is inside the silo, the temperature inside the silo is within the range of 5 - 25°C with the possible short-term increase of up to 35°C and relative humidity is of no more than 80%, and the temperature around the spacecraft is

within the range of 5 - 30°C with the relative humidity being no more than 70%.

Spacecraft heat emission while on the LV inside the silo and in-flight were not taken into account.

Thermal flux acting on the spacecraft from the inner surface of gas-dynamic shield will not exceed 1,000 Wt/m<sup>2</sup>.

### 9.7 Pressure Underneath LV Fairing

Pressure change inside the fairing envelope during the ascent phase is given in Figure 9.7-1.

The maximum rate of in-flight pressure change inside the fairing envelope does not exceed 0.035 kgf/(cm<sup>2</sup> per sec.), except for transonic phase of flight where

a short term (2-3 seconds) increase up to 0.035 kgf/(cm<sup>2</sup> per sec.) is possible.

Data contained in this section may be specified for each specific mission.

### 9.8 Gas-dynamic Effect on Spacecraft

Following separation from the Space Head Module the spacecraft encounters a short term impact (several seconds) of the 3<sup>rd</sup> stage motor plume.

All combustion products (composed of: N<sub>2</sub> – 28%, H<sub>2</sub> – 27%, H<sub>2</sub>O – 21%, CO<sub>2</sub> – 18%, CO – 6%) are in gaseous state; solid or liquid phases are not present.

Parameters of the 3<sup>rd</sup> stage motor plume affecting the spacecraft are given in Table 9.8-1.

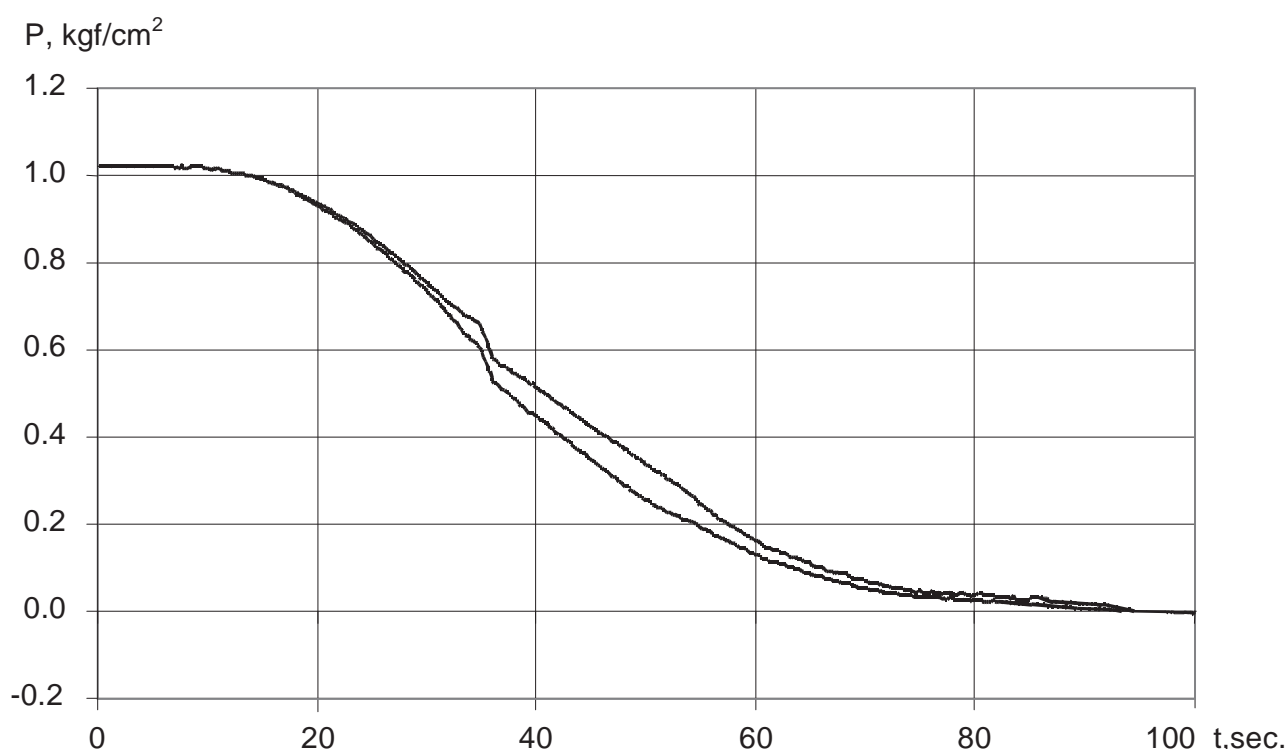


Figure 9.7-1 Pressure Change Rate inside Payload Envelope

Spacecraft surface contamination due to sedimentation of solid or liquid particles does not occur, since they are not present among the 3<sup>rd</sup> stage motor combustion products.

Spacecraft surface contamination due to H<sub>2</sub>O vapor condensation does not occur, since the maximum gas pressure on the spacecraft surface (stagnation pressure) is significantly (dozens of times) lower than H<sub>2</sub>O saturated vapor pressure at the spacecraft surface temperature, which, at this moment, normally exceeds 273<sup>0</sup>K.

3<sup>rd</sup> stage motor plume impact on the spacecraft is insignificant. Integral thermal flux on the spacecraft surface during separation will not exceed 5 Wt per hour/m<sup>2</sup>. Actual heating of 1 mm thickness spacecraft shell made of AMg-6 alloy is 2-4<sup>0</sup>.

3<sup>rd</sup> stage motor plume may cause light disturbances of the spacecraft motion. Torque may be induced that is dependant on the spacecraft position with respect to the X axis of the launch vehicle and spacecraft inertia characteristics.

Data on the spacecraft launched by Dnepr-1 LV and history of their subsequent operation confirm the absence of 3<sup>rd</sup> stage motor plume impact on spacecraft operability, including the spacecraft equipped with high resolution optics.

## 9.9 SC/LV Electromagnetic Compatibility

The engineering solution to use EPM or gas-dynamic shield provides for about 30 dB noise shielding within the frequency range of 10 kHz – 30 GHz. Apart from that, up to about 275<sup>th</sup> second of flight, the LV fairing provides for additional 10 – 20 dB noise shielding within the frequency range of 10 kHz – 1000 MHz.

Maximum residual levels of LV on-board system (radioelectronics) RF emissions that penetrate the EMP (GDS) and have effect on the spacecraft during the active phase of LV flight prior to and after the EMP cover (GDS) separation, are given in Table 9.9-1.

Table 9.8-1 Maximum Values of 3<sup>rd</sup> Stage Motor Plume Parameters Affecting Spacecraft

x, m	0	1.8	3.3	4.5	6	7.5	9	15	20	30	50
t, sec.	0	1.2	1.6	1.9	2.2	2.5	2.7	3.5	4.0	4.9	6.3
P <sub>0</sub> , kgf/m <sup>2</sup>	0.2	6.27	4.7	7.3	11	8.2	6.6	3.2	1.84	0.84	0.3
P, kgf/m <sup>2</sup>	0.05	0.048	0.034	0.025	0.017	0.012	0.0095	0.0038	0.002	0.00077	0.00023
T, K	254	252	238	226	213	200	193	165	149	127	104
V, m/sec.	3670	3671	3680	3687	3696	3704	3709	3726	3736	3750	3764

Where: x - distance (along X axis) from EPM attachment plane;  
P<sub>0</sub> - gas stagnation pressure;  
P, T, V - pressure, temperature and velocity respectively of undisturbed gas flow.



Maximum levels of industrial noise induced by LV control system equipment that affect the spacecraft during active phase of LV flight within the frequency range of 10 kHz – 1 GHz, will not exceed 5.6 mV prior to and 35 mV after the EMP cover (GDS) separation.

Maximum levels of electromagnetic emissions (radio and industrial noise) for LV on-board systems are given in Table 9.9-2.

Maximum levels of electromagnetic emissions generated by spacecraft and

*Table 9.9-1 Maximum Residual Levels of RF Emissions*

Frequency Band	Electromagnetic Field Strength, V/m	
	Prior to EPM (GDS) Cover Drop	After EPM (GDS) Cover Drop
10 kHz – 140.4 MHz	$1.4 \cdot 10^{-2}$	$2.2 \cdot 10^{-2}$
140.4 – 144.4 MHz	0.43	6.9
144.4 – 1000.5 MHz	$1.4 \cdot 10^{-2}$	$2.2 \cdot 10^{-2}$
1000.5 – 1004.5 MHz	0.38	6
1004.5 – 2500 MHz	$1.4 \cdot 10^{-2}$	$2.2 \cdot 10^{-2}$
2500 – 2855 MHz	$5.4 \cdot 10^{-2}$	0.12
2855 – 2865 MHz	1.2	19
2865 – 30000 MHz	$5.4 \cdot 10^{-2}$	0.12

*Table 9.9-2 Maximum Levels of Electromagnetic Emissions*

Frequency Band	Electromagnetic Field Strength
10 kHz – 125 MHz	70 mV/m
125 – 250 MHz	10 V/m
250 – 1000 MHz	70 mV/m
1000 – 1050 MHz	10 V/m
1050 – 1570 MHz	70 mV/m
1570 – 1620 MHz	10 $\mu$ V /m
1620 – 2750 MHz	70 mV/m
2750 – 2900 MHz	50 V/m
2900 – 7500 MHz	70 mV/m
7500 – 7600 MHz	10 V/m
7600 – 30000 MHz	70 mV/m

spacecraft electric checkout equipment (ECOE) at the SC/LV and LV/spacecraft ECOE interfaces (at a distance of 1 m from spacecraft and its ECOE), from the beginning of SC/LV integration and until spacecraft separation from LV plus 1 minute, must be 10 dB less than the values given in Table 9.9-2.

During preparation and launch of spacecraft that has active electrical interface with LV, the spacecraft instrumentation is also affected, along the electrical circuits of SC/LV interface, by electromagnetic interference with the levels of up to 100 dB/ $\mu$ V within the frequency range of 30 Hz – 100 MHz for feed and control circuits, and up to 60 dB/ $\mu$ V within the frequency range of 30 Hz – 30 GHz – for data circuits.

Instrumentation of SC, in case of active electrical interface, should not generate electromagnetic emissions in the electric circuits of the SC/LV interface over 60 dB/ $\mu$ V within the frequency range of 30 Hz – 100 MHz – for feed and control circuits, and over 40 dB/ $\mu$ V within the frequency range of 30 Hz – 30 GHz – for data circuits.

Density of electromagnetic fields generated by Cosmodrome electronic equipment at processing facilities and routes of transportation of SC, SHM and LV do not exceed 10 V/m for frequency range 10 kHz – 30 GHz, except for the frequency range of 1570 - 1620 MHz, where maximum allowable level of external electromagnetic interference is 30 mV/m (for active or shut radio receivers of spacecraft). This is similar to both European and US standards.

Coordination of efforts to ensure electromagnetic compatibility of SC, LV and range systems at all stages of SC/LV integration is done under a special EMC procedure for a specific mission that is developed at the preliminary integration phase.

#### *9.10 Spacecraft Tests Required to Meet Dnepr LV Launch Services Requirements*

The customer shall demonstrate that the spacecraft meets the requirements detailed in the entire section 9 of this User's Guide, by means of analyses and ground tests.

For spacecraft qualification and acceptance, sinusoidal, shock and random tests are mandatory.

A test plan established by the spacecraft authority describing the tests, which are executed on the spacecraft, shall be provided to SDB Yuzhnoye.

After completion of the tests, the test results report shall be submitted to SDB Yuzhnoye.

#### *10. Ground Qualification Tests*

To verify the ability to integrate the spacecraft with the Dnepr launch vehicle and to confirm the operability of spacecraft/launch vehicle mechanical and electrical interfaces, a ground qualification test program may be provided that includes spacecraft fit-check testing, vibration testing of spacecraft and SHM structural elements and spacecraft separation system tests.

The objective of qualification testing is to confirm the following:

- ❑ operations with spacecraft provided for by spacecraft authority are easy to handle by personnel and ensure no-collision integration with launch vehicle;
- ❑ engineering solutions to protect the spacecraft from damage are sufficient;
- ❑ vibration strength at spacecraft attachment points is sufficient to withstand loads on the spacecraft during LV launch and flight;
- ❑ separation system remains operable following the impact of vibration loads;
- ❑ complete separation along spacecraft/adaptor joints is achieved;
- ❑ motion parameters of the spacecraft

being separated meet the requirements and shock loads that act upon activation of spacecraft separation pyros are within the allowable limits.

Qualification tests are performed at SDB Yuzhnoye facilities with participation of spacecraft authority specialists. The scope of qualification testing is to be agreed upon with the spacecraft authority.

Necessary process related equipment and spacecraft dummies with actual mechanical and electrical interfaces to be furnished by spacecraft authority are used for qualification testing. Based on the results of qualification testing, an acceptance certificate authorizing the launch of a specific spacecraft on Dnepr LV is released.

## **ANEXO 2**

### Ficha técnica de las baterías



## 2.2 Ah Battery P/N 36441

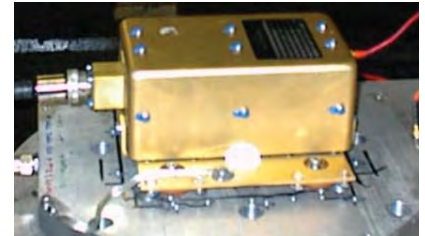
**Space Vector** fabricates a variety of rugged Ni-Cd battery packs suitable for launch vehicles, spacecraft, UAVs and other applications encountering severe environmental conditions. The 2.2 Ah battery is used on several range approved Flight Termination Systems (FTS).

### Flight History:

White Sands Missile Range - Hera Targets  
Wallops Island Flight Facility - ALV and ABIE missions  
Pt. Mugu Sea Test Range - AltAir program  
Kodiak Launch Complex - Ait-2 mission  
Vandenberg AFB - Blue Velvet (Scud) program

### Specifications:

Weight:	6.6 lbs
Capacity:	2.2 Amp Hour
Nominal Voltage:	28.8 VDC
Maximum Discharge Current	
Continuous:	58 Amps
Momentary:	116 Amps (1 sec)
Operating Temperature (tested):	-28°C to +71°C



*FTS Battery during  
environmental testing*



### Options:

Current Monitor  
0-12A input / 0-5V output  
(can be scaled as needed)

Footprint  
Standard and customer defined  
configurations available with and  
without isolators

Temperature Sensor



## 7.0 Ah Battery P/N 31771

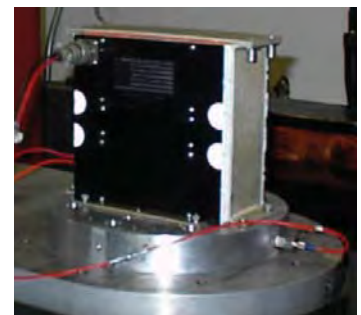
**Space Vector** fabricates several types of rugged NiCd battery packs suitable for launch vehicles and other applications encountering severe environmental conditions. The 7.0 amp hour batteries are used to power various ordnance, telemetry and vehicle systems. This battery was recently qualified for use on a target reentry vehicle application.

### Flight History:

White Sands Missile Range - Aries Launch Vehicles  
Wallops Island Flight Facility - ALV and ABIE missions  
Pt. Mugu Sea Test Range - AltAir program  
Kodiak Launch Complex - Ait-2 mission  
Kwajalein Missile Range - PLV integrated flight tests

### Specifications:

Weight:	14.6 lbs inc. mtg. brackets
Capacity:	7.0 Amp Hour (C/1)
Nominal Voltage:	28.8 VDC
Maximum Discharge Current	
Continuous:	58 Amps
Momentary (1 second):	116 Amps
Operating Temperature (tested):	-21 °C to +60 °C



*7 Ah Battery during  
Acceptance Testing  
(shown in vertical restraint)*



*7 Ah Battery during  
RV Qualification Testing  
(shown in ruggedized  
horizontal restraint)*

### Options:

Various mounting options available with or without isolators

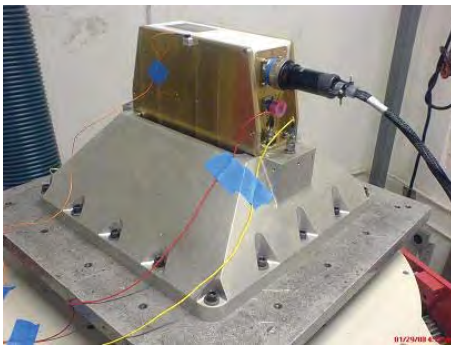
Different connector configurations





## 10 Ah Battery P/N 39041-1

**Space Vector** fabricates a variety of rugged Ni-Cd battery packs suitable for launch vehicles, spacecraft and other applications encountering severe environmental conditions. The large 10 Ah batteries are used to power various vehicle, telemetry and ordnance systems.



*System Battery during environmental testing*

### Cell Flight History:

White Sands Missile Range - Aries Launch Vehicles  
Wallops Island Flight Facility - ALV & ABIE missions  
Pt. Mugu Sea Test Range - AltAir program  
Kodiak Launch Complex - Ait-2 mission  
Kwajalein Missile Range - PLV integrated flight tests

### Specifications:

Weight:	32 lbs
Capacity:	10.0 Amp Hour
Nominal Voltage:	28.8 VDC
Operating Temperature:	-34 °C to +55 °C

### Options:

- Cell Heaters
- Cell Monitoring
- Mounting





# Lithium-Ion Batteries

## P/N 39101

**Space Vector** produces a variety of rugged battery packs suitable for launch vehicles, spacecraft, UAVs and other applications encountering severe environmental conditions. High performance 7.5 & 10 Ah Li-Ion batteries are available to power various vehicle, telemetry and flight termination systems.



*7.5 & 10 Ah Batteries Available with and without Isolators*

### Specifications:

Weight:	11 lbs
Capacity:	7.5 Amp Hour or 10 Amp Hour (C 0.2)
Nominal Voltage:	28.8 VDC
Maximum Discharge Current	
Continuous:	75 Amps (7.5 Ah); 20 Amps (10 Ah)
Momentary (Pulse):	250 Amps (0.25 sec); 60 Amps (5 sec)
Operating Temperature:	-30°C to +60°C



# Rechargeable lithium-ion battery

## 8S LD25P

### Description

The LD25P cell is a military version of the MP176065, with a toughened mechanical design to match the most demanding vibration and shock requirements. Eight of these medium prismatic LD25P lithium-ion cells are connected in series to form the battery.

To reach high levels of reliability and vibration acceptance, the battery does not include any internal electronic board. Charge management and cell balancing are performed by the charger.

Superior performance at cell level enables operation without any internal battery heater in many applications. Consult Saft to study a version with heater. A temperature sensor PT100 is located inside the battery.

### Benefits

- Very low maintenance in storage
- Battery will remain charged for extended periods of time
- State of charge information available at all times

### Key features

- Very low self discharge
- Strong correlation of battery voltage and state of charge
- Very high reliability
- Excellent behaviour in vibration (successfully pass Random Vibration tests 45G RMS)
- Very resistant to shocks (successfully pass pyrotechnic shock test Z2 level)

### Applications

- Missiles
- Launchers
- Unmanned Aerial Vehicles
- Robots

### Storage

- Store at a temperature preferably not exceeding 30°C
- For long term battery storage, keep the battery at 30 volts, i.e. (30 ±15)% state of charge.

### Charger

Always use Saft's Li-ion charger (P/N GP14855) to charge this battery. Consult Saft for dedicated application's chargers

### Part number

To order this battery, ask for Saft P/N 60145B



### Electrical characteristics

Charge voltage	32.8 V
Min voltage	21.6 V
Minimum capacity	5.5 Ah at 20°C (5.8 Ah expected end 2005)
Nominal discharge current	5.5 A
Max continuous discharge current	11 A
Number of cycles	> 100 cycles over 3 years in nominal conditions (100 % DOD)
	> 500 cycles over 3 years (20 % DOD)
Self discharge at 20°C	remaining capacity 93% after 1 month, 86% after 3 months, 82% after 6 months, 75% after 1 year

### Mechanical characteristics

Casing	Aluminium
IP class	54
Weight	2.2 kg
Overall length	210 mm
Overall width	110 mm
Overall height	76 mm
Power connector	D38999 / 20 WC 98 SN
Individual cell voltage measurement connector	D38999 / 20 WB 35 SN

### Operating conditions

Nominal operating temperature	20°C (charge and discharge)
Discharge temperature range	-10°C to +70°C
Charging temperature range	+15°C to +40°C

### Saft

#### Specialty Battery Group

Rue Georges Leclanché  
B.P. N° 1039  
86060 Poitiers Cedex 09  
Tel: +33 (0) 5 49 55 48 48  
Fax: +33 (0) 5 49 55 48 50

[www.saftbatteries.com](http://www.saftbatteries.com)

Doc N° 32001-2-0505

Edition: May 2005

Data in this document is subject to change without notice and becomes contractual only after written confirmation.

Single cells mentioned in this document may have their own specific data sheet with complementary data. Please check website.

Published by the Communications Department.

Photo credit: Saft.

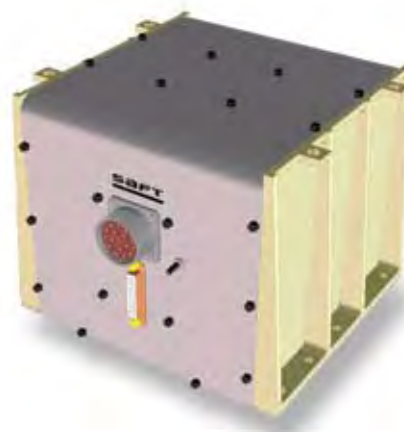
Société anonyme au capital de 31 944 000 € RCS Bobigny B 383 703 873  
Produced by Arthur Associates Limited.



**saft**

# Rechargeable lithium battery

## 56 V – Space power applications



### Description

- 15S 3P MPS176065 rechargeable battery for small Thrust Vector Control (TVC) actuators
- Ruggedized design qualified for space environment (*vacuum and pyrotechnic shocks*)

### Benefits

- Good pulses performances for actuator operation including during braking manoeuvre
- Very low maintenance
- Excellent reliability and availability
- Excellent launch pad wait performances

### Key features

- High energy density (*1125 Wh; 110 Wh/kg*)
- Very low self discharge

### Applications

- Launcher (*Vega,...*)
- Missile
- Rockets

### Charger

- A specified charger must be used for battery preparation. Battery Management System (BMS) – charge, discharge and safety – is included in the charger.\*

### Electrical characteristics

Nominal voltage	56 V
Typical capacity 20°C	20 Ah

### Mechanical characteristics

Length (max)	230 mm
Width (max)	230 mm
Height (max)	190 mm
Typical weight	9.9 kg

### Operating conditions

Charge method	Constant current/Constant voltage
Max recommended charge current	6 A
Charge temperature range	+ 15°C to + 35°C
Discharge current	10+ A
Power	600+ W*
Discharge cut-off voltage	40 V
Discharge temperature range	0°C to + 60°C
Number of charge/discharge cycles	> 100 cycles @ 100 % DOD
Life time	> 5 years**

\*Consult Saft

\*\*According to user's manual instructions

#### Notes:

- 1 State of charge and safety monitoring through battery voltage and temperature
- 2 These batteries use space grade materials and EEE parts

**Saft**  
**Specialty Battery Group**  
Rue Georges Leclanché  
B.P. N° 1039  
86060 Poitiers Cedex 09  
Tel.: +33 (0) 5 49 55 48 48  
Fax: +33 (0) 5 49 55 48 50  
**www.saftbatteries.com**

Doc N° 33021-2-0608  
Edition: June 2008

Information in this document is subject to change without notice and becomes contractual only after written confirmation by Saft. Published by the Communications Department.

Photo credit: Saft.

Société anonyme au capital de 31 944 000 €  
RCS Bobigny B 383 703 873

Produced by Arthur Associates Limited.



# Li-ion MicroSat module

## 17 Ah, 480 Wh, 8S3P



### Benefits

- Standard and modular design
- Long lifetime thanks to autonomous balancing system
- Space qualified
- Proven flight heritage

### Key features

- Based on MPS Li-ion cell technology
- Integrated passive balancing system
- Autonomous heating circuit
- Thermally insulated from satellite wall
- Over-charge protection  
*(included in cells)*
- Over-pressure protection  
*(included in cells)*
- Sensors for thermal monitoring
- Auto-balancing system
- Parallel connection  
*(from 200 W to 1000 W)*

### Flight experience

- SSETI express
- AGILE
- PROBA 2
- Reliable and cost efficient flight heritage

### Electrical characteristics

Nominal energy	480 Wh
Capacity	16.8 Ah
Battery EOCV	32.8 V
Battery EODV	21.6 V
Depth of discharge DOD	20 %

### Mechanical characteristics

Width	220 mm
Length	170 mm
Height	95 mm
Weight	4.5 kg
Energy BOL	480 Wh
Configuration	8S x 3P

### Random vibration qualification level

Base plate 25.3 grms	Frequency range (Hz)	Level (g <sup>2</sup> /Hz)
	20	0.2
	50	0.8
	350	0.8
	2000	0.086
Base plate 29.9 grms	Frequency range (Hz)	Level (g <sup>2</sup> /Hz)
	20	0.2
	50	1.05
	400	1.05
	2000	0.084

### Qualification shock level (3 axis)

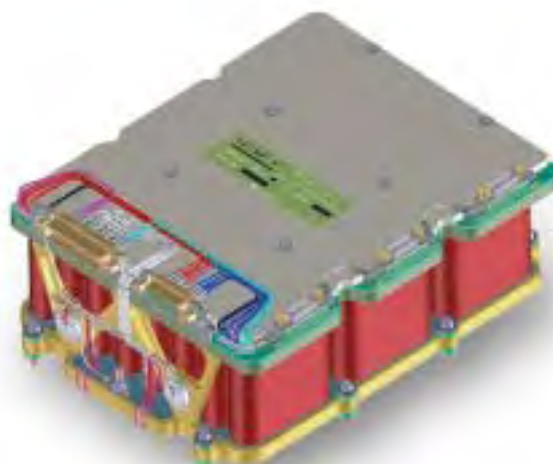
Frequencies (Hz)	Levels
100	20 g
1000 – 10 000	1500 g

# Li-ion MicroSat module

## 17 Ah, 480 Wh, 8S3P

### Technology

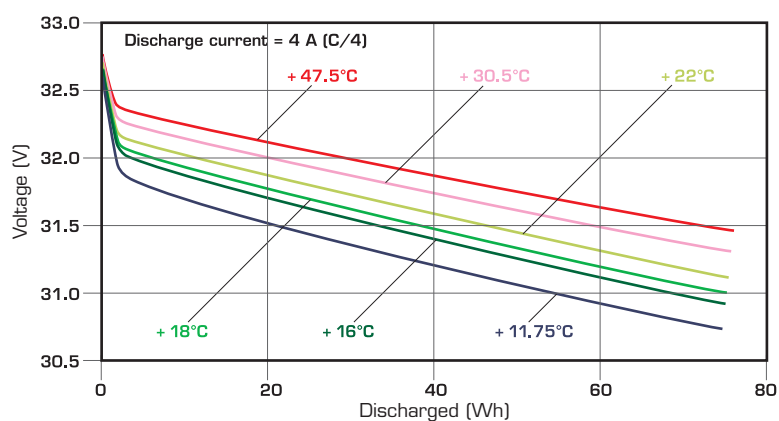
- Graphite-based anode
- Lithium cobalt oxide-based cathode
- Electrolyte: organic solvents
- Built-in redundant safety protections
- Batteries assembled from MPS cells feature an electronic protection circuit



### MPS 176065

Operating voltage	2.7 – 4.1 V
Capacity @ 4.1 V	5.6 – 5.8 Ah
Energy @ 4.1 V	20 Wh
Internal resistance	35 mΩ

Battery voltage versus Discharged energy & cell EoD temperature



**Saft**  
**Specialty Battery Group**  
12, rue Sadi Carnot  
93170 Bagnolet – France  
Tel: +33 (0)1 49 93 19 18  
Fax: +33 (0)1 49 93 19 69

[www.saftbatteries.com](http://www.saftbatteries.com)

Doc N° 33016-2-0607

Data in this document is subject to change without notice and becomes contractual only after written confirmation.

Published by the Communications Department.

Photo credit: Saft.

Société anonyme au capital de 31 944 000 €  
RCS Bobigny B 383 703 873

Produced by Arthur Associates Limited.



# Rechargeable lithium battery

## 28 V – High energy and medium power battery

### Description

- 8S8P MPS1706065 rechargeable battery
- Ruggedized design qualified for space environment (*vacuum and pyrotechnic shocks*)

### Benefits

- High specific energy
- Good power performances
- Very low maintenance
- Excellent launch pad wait performances

### Key features

- Very high energy density (*1600 Wh; 120 Wh/kg*)
- Very low self discharge
- Good power and pulses capability
- Excellent reliability and availability

### Applications

- Launcher (*Upper-stage, flight control, guidance,...*)
- Missile, sounding rockets
- Avionics (*guidance, navigation and control*)

### Charger

- A specified charger must be used for battery preparation. Battery Management System (BMS) – charge, discharge and safety – is included in the charger.\*



### Electrical characteristics

Nominal voltage	28 V
Typical capacity 20°C	54.4 Ah

### Mechanical characteristics

Length (max)	230 mm
Width (max)	290 mm
Height (max)	190 mm
Typical weight	13.4 kg

### Operating conditions

Charge method	Constant current/Constant voltage
Max. recommended charge current	16 A
Charge temperature range	+15°C to +35°C
Discharge current	Up to 50 A*
Power	Up to 1300 W*
Discharge cut-off voltage	24 V
Discharge temperature range	0°C to +60°C
Number of charge/discharge cycles	> 100 cycles @ 100 % DOD
Life time	> 5 years**

\* Consult Saft

\*\* According to user's manual instructions

#### Notes:

- 1 State of charge and safety monitoring through battery voltage and temperature
- 2 These batteries use space grade materials and EEE parts

**Saft**  
**Specialty Battery Group**  
Rue Georges Leclanché  
B.P. N° 1039  
86060 Poitiers Cedex 09  
Tel.: +33 (0) 5 49 55 48 48  
Fax: +33 (0) 5 49 55 48 50  
[www.saftbatteries.com](http://www.saftbatteries.com)

Doc N° 33020-2-0608  
Edition: June 2008

Information in this document is subject to change without notice and becomes contractual only after written confirmation by Saft. Published by the Communications Department.

Photo credit: Saft.

Société anonyme au capital de 31 944 000 €  
RCS Bobigny B 383 703 873

Produced by Arthur Associates Limited.





# VES16 for LEO & small GEO

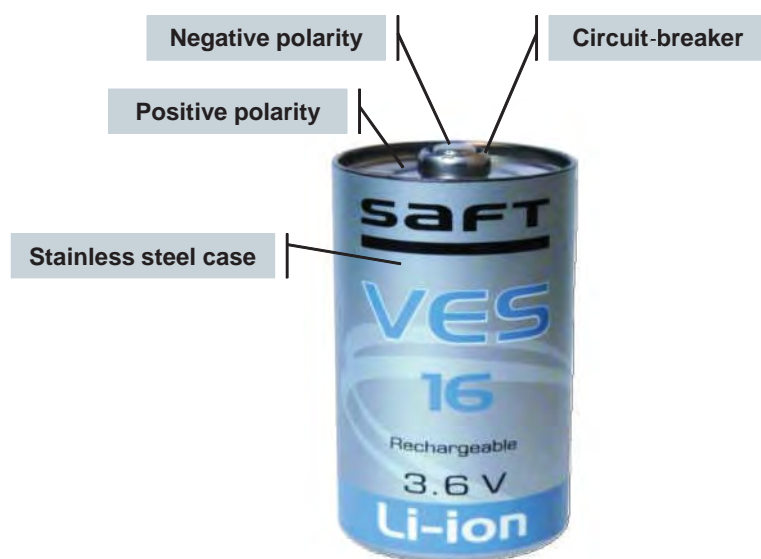
Nov 2011 - A0047-11 - issue 7.0 - Saft Proprietary





## VES16 cell main features

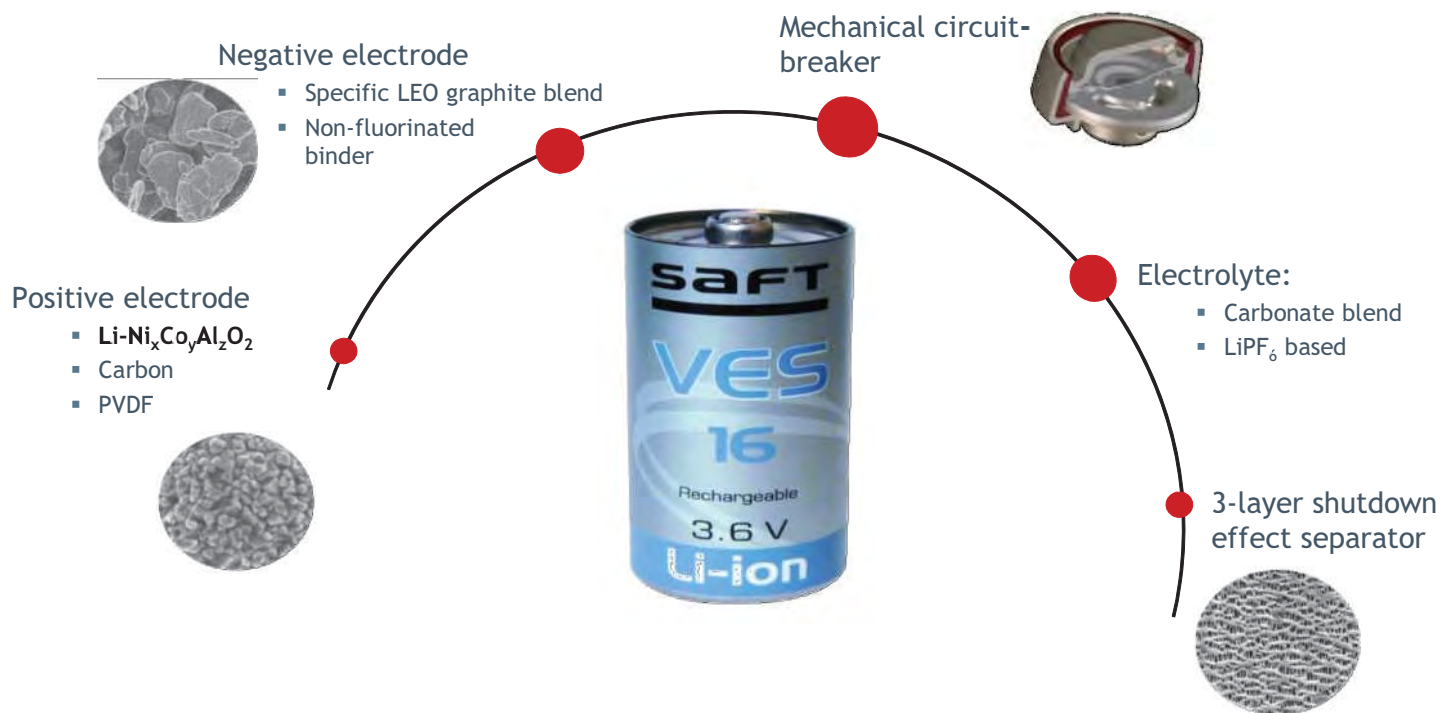
 VES16 Li-ion cell developed by Saft under CNES contract



Dimensions (Ø x H)	33 x 60 mm (D-size)
Weight	≤ 115 g
Volume	0.051 dm <sup>3</sup>
Voltage range	2.7 V - 4.1 V
Nominal capacity	4.5 Ah @ 4.1V, 20°C
Nominal energy	16 Wh @ 4.1V, 20°C
Specific energy	> 140 Wh/kg
Internal resistance	≤ 35 mΩ @ 20% DoD
Operating temperature	+10°C / +40°C
Mechanical design margins	EWR & ECSS compliant

# VES16 chemistry

## Qualification Review done on July 2011





## VES16 versus VES140,180 & MPS176065

### ■ Comparison with parent electrochemistries:

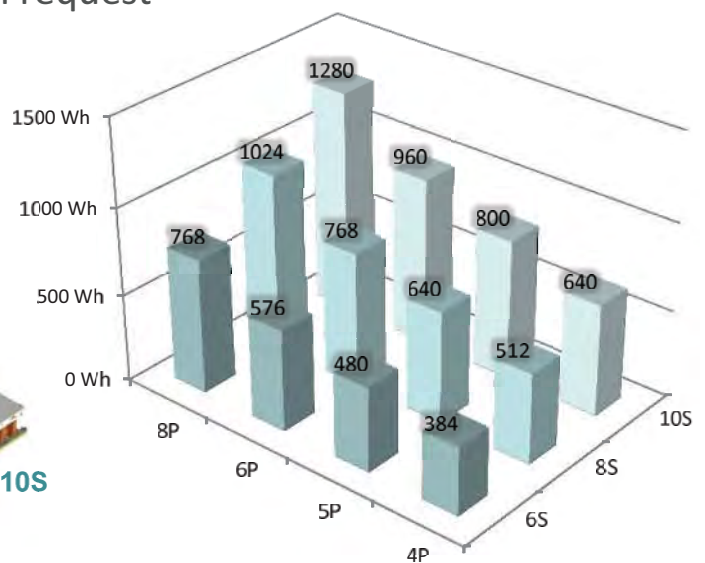
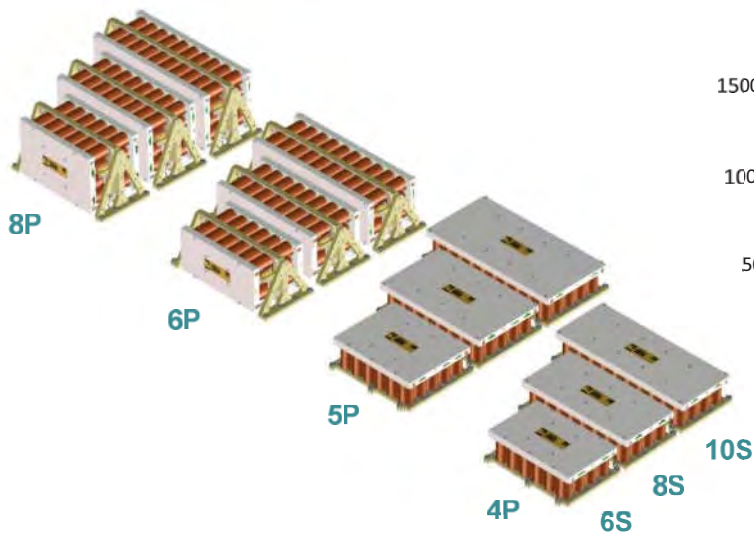
	MPS176065	VES180	VES100/140	VES16
Capacity	5.8 Ah	45 Ah	40 Ah	4.5 Ah
Specific energy	125 Wh/kg	155 Wh/kg	124 Wh/kg	140 Wh/kg
Positive material	LiCoO <sub>2</sub>	NCA	NCA	NCA
Negative material	Graphite mix	Graphite	Graphite mix	Graphite mix
Electrolyte	LiPF <sub>6</sub> based	LiPF <sub>6</sub> based	LiPF <sub>6</sub> based	LiPF <sub>6</sub> based



## VES16 standard range

### Standard range:

- > Voltage step: 6S , 8S, 10S / Capacity step: 4P, 5P / 6P, 8P
- > Other configurations possible on request

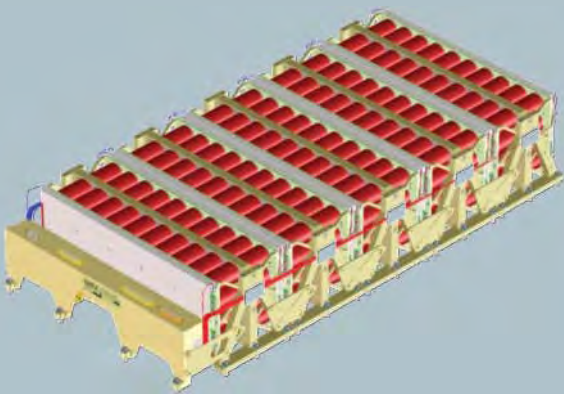


## VES16 battery approach

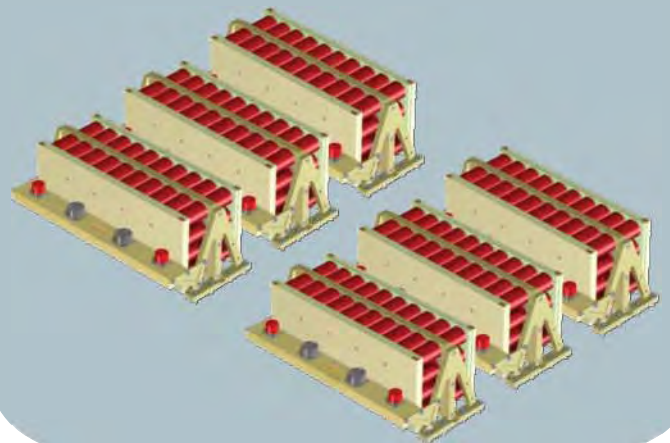
### Battery approach:

- > Mono-block battery: as many building as necessary in parallel, one interface
- > Multi-block battery: one interface per building block, to be spread in the platform

Mono-bloc battery



Multi-block battery



# Rechargeable lithium battery

## VES 100 – High specific energy space cell



### Benefits

- Excellent energy density and specific energy
- Hermetically-sealed cells
- Long cycle life:
  - 18 year GEO at 80 % DOD
  - 70,000 LEO cycles at 20 % DOD
- Qualified in 2000

### Main applications

- LEO missions (*Radar, Optical ...*)
- MEO
- Launchers, probes
- High energy applications

### Flight heritage

- GIOVE-B 04/08
- Proteus platform (*in orbit: Calipso 03/06, Corot 12/06, to be launched in 2008/2009 SMOS, MEGHA-TROPIQUES, Jason-2*)
- Kompsat 3 & 5

### Cell electrical characteristics

Nominal voltage	3.6 V
Nominal capacity at C/1.5 rate at 4.1 V/3 V & 20°C	27 Ah
Maximum discharge current at 25°C	100 A (Continuous ~2 s pulse)
Specific energy (minimum guaranteed)	118 Wh/Kg
Energy density	230 Wh/l

### Cell mechanical characteristics

Diameter (max)	53 mm
Height (max)	185 mm
Mass (max)	0.81 kg

### Cell operating conditions

Lower voltage limit for discharge	Continuous (0°C to +45°C) 2.57 V
Charging method	Constant current/constant voltage (CCCV)
Charging voltage (max)	4.1 V
Recommended continuous charge current	GEO/MEO C/10 LEO (20 % DOD) C/5
Operating temperature	Charge +10°C to +35°C Discharge 0°C to +40°C
Storage and transportation temperature	-40°C to +65°C

NB: VES 100 are sold only in modules or batteries.

# Rechargeable lithium battery

## VES 140 – High specific energy space cell



### Characteristics

- Lowest fading ever demonstrated for space applications
- Specific space cell design and processes
- World largest in-orbit demonstration (>250 kWh); in orbit since 2003
- Modular and flexible battery range qualified from 1P to 12P and from 1S to 24S

### Benefits

- Excellent energy density and specific energy
- Hermetically-sealed cells
- Long cycle life:  
18 year GEO at 80 % DOD  
70,000 LEO cycles at 20 % DOD
- Qualified in 2003

### Main applications

- GEO missions (*Telecoms, Meteorology ...*)
- MEO
- LEO space applications
- High energy applications

### Flight heritage

- Eurostar 3000 platform (*W3A, Amazonas, HOT BIRD™ 8, ...*)
- Spacebus platform (*Syracuse 3A, 3B, Koreasat 5, ...*)
- Star-2 platform (*Optus D1 & D2 ...*)
- SRE-1 (*ISRO Re-entry Vehicle demonstrator*)
- BSS 702 (*MSV, ...*)
- Smart 1 moon orbiter

### Cell electrical characteristics

Nominal voltage	3.6 V
Nominal capacity at C/1.5 rate at 4.1 V/3 V & 20°C	39 Ah
Maximum discharge current at 25°C	100 A (Continuous ~2 s pulse)
Specific energy (minimum)	126 Wh/Kg
Energy density	140 Wh/l

### Cell mechanical characteristics

Diameter	53 mm
Height	250 mm
Mass	1.13 kg
Mechanical environment Leak rate	Qualified all launchers 10 <sup>-8</sup> dm <sup>3</sup> atm s <sup>-1</sup>

### Cell operating conditions

Lower voltage limit for discharge	Continuous (0°C to +45°C) 2.7 V
Charging method	Constant current/constant voltage (CCCV)
Charging voltage (max)	4.1 V
Recommended continuous charge current	GEO/MEO C/10 LEO (20 % DOD) C/5
Operating temperature	Charge +10°C to +35°C Discharge 0°C to +40°C
Storage and transportation temperature	-40°C to +65°C

NB: VES 140 are sold only in modules or batteries.



# Rechargeable lithium battery

## VES 180 – Very high specific energy space cell



### Characteristics

- Very high specific energy
- Specific space cell design and processes
- Modular and flexible battery range

### Benefits

- Excellent energy density and specific energy
- Hermetically-sealed cells
- Long cycle life:
  - 18 year GEO at 80 % DOD
  - 60,000 LEO cycles at 20 % DOD
- Qualified in 2007

### Main applications

- GEO, MEO space applications
- LEO satellites (*Radar, Optical...*)
- High energy applications

### Selected program

- VES 180 Li-ion cell has been selected for Galileo IOV (*in-orbit validation*), Optus D3, Alphabus etc...

### Cell electrical characteristics

Nominal voltage	3.6 V
Nominal capacity at C/1.5 rate at 4.1 V/3 V & 20°C	50 Ah
Maximum discharge current at 25°C	100 A (Continuous ~2 s pulse)
Specific energy (minimum)	175 Wh/Kg
Energy density	180 Wh/l

### Cell mechanical characteristics

Diameter	53 mm
Height (max)	250 mm
Mass (max)	1.11 kg

### Cell operating conditions

Lower voltage limit for discharge	Continuous (0°C to +45°C) 2.57 V
Charging method	Constant current/constant voltage (CCCV)
Charging voltage (max)	4.1 V
Recommended continuous charge current	GEO/MEO C/10 LEO (20 % DOD) C/5
Operating temperature	Charge +10°C to +35°C Discharge 0°C to +40°C
Storage and transportation temperature	-40°C to +65°C

NB: VES 180 are sold only in modules or batteries.

# Rechargeable lithium-ion battery

## VL 48 E - high energy space cell



### Benefits

- Excellent energy density and specific energy
- 100 % coulombic efficiency
- Hermetically-sealed cells
- Completely maintenance free
- Operates in any orientation
- Long cycle life:
  - 15 year GEO at 80% DOD
  - 25,000 LEO cycles at 20% DOD
- No memory effect

### Main applications

- GEO space applications
- LEO space applications
- High energy applications

### Key features

- Graphite-based anode
- Nickel alloy oxide-based cathode

### Cell electrical characteristics

Nominal voltage	3.6 V
Nominal capacity at C/2 rate at 4.1 V/3 V & 25° C	48 Ah
Maximum discharge current at 25° C:	
Continuous	100 A
~2 s pulse	300 A
Specific energy	150 Wh/Kg
Energy density <sup>1</sup>	300 Wh/l

### Cell mechanical characteristics

Diameter max	54 mm
Height max <sup>1</sup>	245 mm
Mass max	1.15 kg
Volume max <sup>1</sup>	0.56 l

### Cell operating conditions

Lower voltage limit for discharge:	
Continuous (0° C to + 45° C)	2.5 V
Charging method	Constant current/constant voltage (CCCV)
Charging voltage (max)	4.1 V
Recommended continuous charge current	
GEO	C/10
LEO (20% DOD)	C/5
Operating temperature:	
Charge	+ 10° C to + 35° C
Discharge	0° C to + 40° C
Storage and transportation temperature	- 40° C to + 65° C

<sup>1</sup> Includes terminals

# QL015KA



## PERFORMANCE

- Lithium ion rechargeable cell
- Battery design for long cycle life (>100,000 cycles)

## CHEMISTRY

- LNCAO

## MAIN APPLICATIONS

- Military
- Aerospace

## KEY FEATURES

- Domestic production
- Long LEO and GEO cycle life
- High reliability
- Zero-Volt™

## SPECIFICATIONS

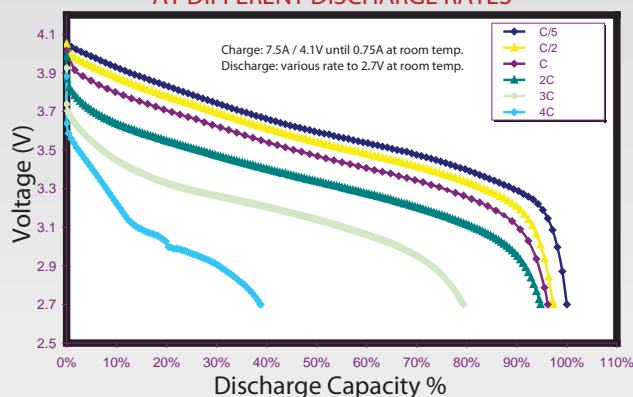
### ELECTRICAL CHARACTERISTICS

Nominal Capacity	15 Ah
Nominal Voltage	3.6 V
Maximum Recommended Continuous Discharge Current	1 C
Operating Discharge Temperature	15°C to 35°C

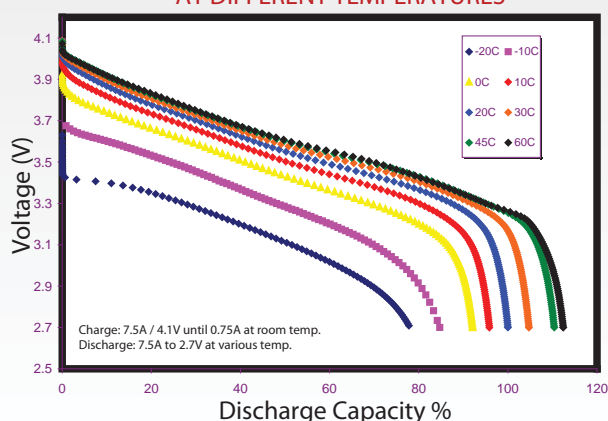
### PHYSICAL CHARACTERISTICS

Height	88.3 mm
Width	54.5 mm
Thickness	38.0 mm
Weight	380 g
Volume	182 cc
Gravimetric Energy Density	142 Wh/kg
Volumetric Energy Density	296 Wh/L

### CELL LEVEL VOLTAGE CURVES AT DIFFERENT DISCHARGE RATES



### CELL LEVEL VOLTAGE CURVES AT DIFFERENT TEMPERATURES



## FOR MORE INFORMATION

Contact Paul Beach  
paulb@quallion.com  
818.833.2000

[www.quallion.com](http://www.quallion.com)



**QUALLION**  
Powering Life.



## QL075KA



### PERFORMANCE

- Lithium ion rechargeable cell
- Battery design for long cycle life (>100,000 cycles)

### CHEMISTRY

- LNCAO

### MAIN APPLICATIONS

- Military
- Aerospace

### KEY FEATURES

- Domestic production
- Long LEO and GEO cycle life
- High reliability
- Zero-Volt™

### SPECIFICATIONS

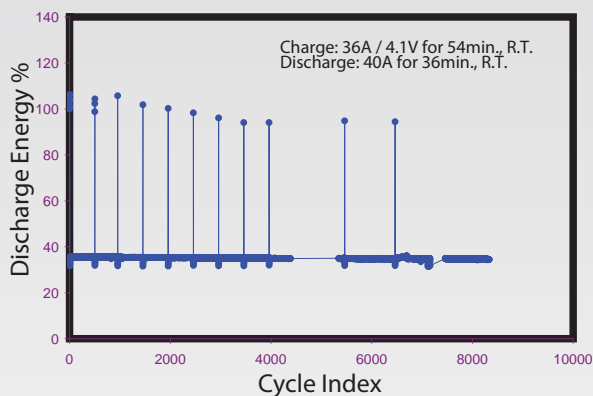
#### ELECTRICAL CHARACTERISTICS

Nominal Capacity	72 Ah
Nominal Voltage	3.6 V
Maximum Recommended	
Continuous Discharge Current	1C
Operating Discharge Temperature	15°C to 35°C

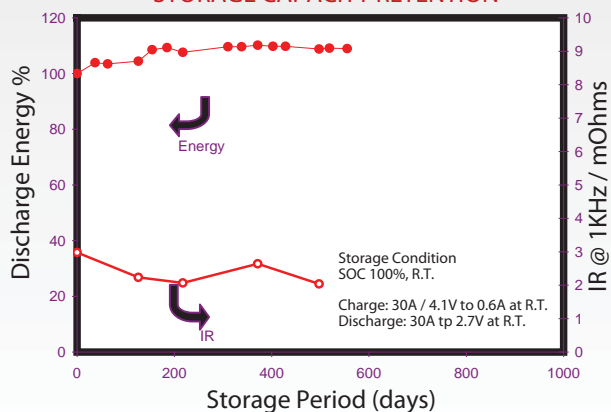
#### PHYSICAL CHARACTERISTICS

Height	173.7 mm
Width	80.9 mm
Thickness	56.2 mm
Weight	1820 g
Volume	790 cc
Gravimetric Energy Density	148 Wh/kg
Volumetric Energy Density	341 Wh/L

### CYCLING DATA



### STORAGE CAPACITY RETENTION



### FOR MORE INFORMATION

Contact Paul Beach  
paulb@quallion.com  
818.833.2000

[www.quallion.com](http://www.quallion.com)



**QUALLION**  
Powering Life.

## **ANEXO 3**

### Construcción de los módulos de las baterías

A continuación se detalla el proceso de fabricación de las baterías de litio y los dos principales lugares donde se realiza tal proceso. Sólo se ha explicado el proceso de las baterías de litio ya que son el tipo de batería que se ha elegido para instalarlas en el satélite (Li-ion), aunque la mayor parte del proceso es similar al de las otras células como pueden ser las de Ni-Cd.

### Proceso de fabricación

#### *Ánodo y cátodo*

El proceso de fabricación de las baterías de Litio comienza con la elaboración de los electrodos positivo y negativo (el cátodo y el ánodo), teniendo ambos una forma y un proceso de fabricación similar. Hay que destacar que el cátodo no es siempre el electrodo positivo y el ánodo el negativo, ya que al estar estudiando las baterías secundarias, las cuales se cargan y descargan, la polaridad de ambos elementos cambia. Durante el proceso de carga, las cargas positivas pasan del ánodo al cátodo, mientras que durante la descarga el proceso es el contrario.

En las baterías de litio, el ánodo suele estar compuesto de carbono, mientras que el cátodo es de un óxido metálico de litio (como pueden ser el dióxido de cobalto ( $\text{LiCoO}_2$ ), o el dióxido de manganeso ( $\text{LiMnO}_2$ )). Debido a la gran interacción que existe entre los materiales que forman ambos electrodos, los procesos de fabricación del ánodo y del cátodo se realizan en lugares separados. El proceso que se describe a continuación es el de uno de los electrodos, siendo aplicable también para el otro.

Una vez que los materiales del electrodo están mezclados, se recubre el conjunto con una lámina metálica que permita conducir la corriente, siendo esa lámina de cobre en el caso del ánodo y de aluminio en el cátodo. Seguidamente, se comprime todo hasta conseguir el espesor deseado, ya que su valor influirá en la capacidad de almacenaje de energía. De aquí, el conjunto pasa a un horno para que tanto el material del que está hecho el electrodo como la lámina con el que se recubrió se cuezan y formen un único sólido. Por último, el electrodo se introduce en una máquina de corte para

conseguir la forma adecuada según sea el modelo al que va dirigido, vendiéndose por lo general en forma de láminas. La máquina de corte debe ser muy precisa, ya que los bordes deben ser lo más redondeados posibles para reducir los esfuerzos eléctricos y evitar el riesgo de cortocircuito.

### *Fabricación de las células*

El proceso de fabricación de las baterías de Li-ion varía en las etapas iniciales según sea el tipo de célula empleada. A continuación se detallan los dos tipos de células de Li-ion que más se emplean, las cilíndricas y las prismáticas.

En las células cilíndricas (*cylindrical cells*), los electrodos y el separador se encuentran enrollados entre sí, formando un cilindro. Las ventajas de este tipo de célula son su gran estabilidad mecánica, su buena densidad energética, y su bajo coste. Y entre sus desventajas destaca su menor capacidad de almacenamiento comparándola con la de las células prismáticas, ya que al ocupar los electrodos mayor espacio dentro de la célula, el espacio para los electrolitos se ve reducido, disminuyendo el paso de corriente eléctrica [2]. Las células cilíndricas están formadas únicamente por tres láminas, la del ánodo, la del cátodo, y la del separador, de ahí su simplicidad y bajo coste.

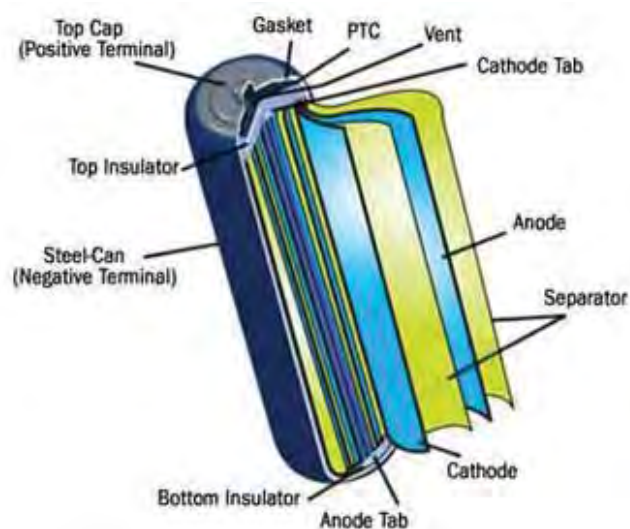


Figura A3.1. Esquema de una célula cilíndrica [3].

Las células prismáticas (*prismatic cells*) tienen forma rectangular. Sus electrodos se encuentran apilados de manera que ocupen lo menos posible, logrando de esa manera una gran capacidad de almacenamiento. Sin embargo, comparadas con las cilíndricas, tienen menor densidad energética, son más vulnerables a la inflamación, y su coste es mayor, ya que al tener tantos electrodos se necesita un sistema que conecte todos los ánodos entre sí y otro sistema que haga lo mismo con los cátodos, disminuyendo además la fiabilidad [2]. En cuanto a su diseño, las láminas del ánodo y del cátodo se cortan en placas que se apilan alternativamente, colocándose entre medias el separador que también se corta en placas (figura A3.2).

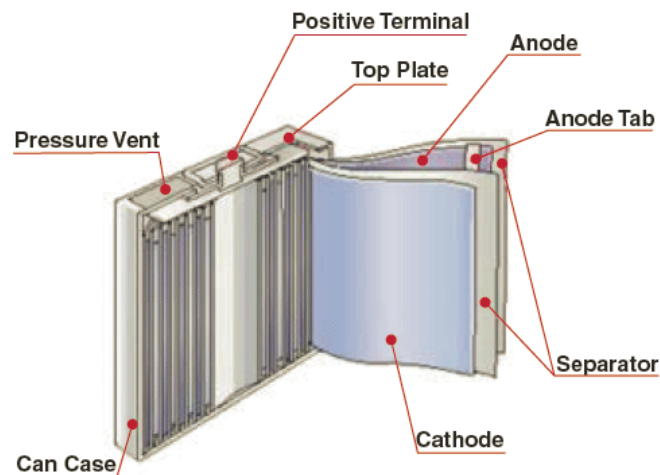


Figura A3.2. Esquema de una célula prismática [4].

Como se ha comentado, en ambas células se utiliza un separador para que el ánodo y el cátodo no entren en contacto en ningún momento. La forma del separador varía de un modelo a otro, sin embargo, en ambos casos el separador debe ser lo suficientemente poroso y delgado como para permitir el paso de los iones de un lado a otro, y también debe evitar tanto la entrada de partículas exteriores como el crecimiento de dendrita para evitar que los electrodos se cortocircuiten. Además, si en ambas células, el ánodo es de carbono, se debe colocar una lámina entre el ánodo y el separador llamada SEI (*Solid Electrolyte Interface*) para mantener la estabilidad de la

batería, ya que durante los primeros procesos de carga, el carbono reacciona con el electrolito. Sin embargo, la utilización de la lámina SEI implica una serie de desventajas como son la reducción del nivel de carga y del rendimiento a altas y bajas temperaturas. Por ello, se ha diseñado otro tipo de batería que emplea ánodos de titanato de litio óxido (LTO) que no necesitan incorporar la lámina SEI, ya que este tipo de ánodo no reacciona gravemente con los electrolitos.

A continuación se explican los procesos de fabricación de ambas células, cuyo esquema está representado en la figura A3.3. En la columna de la izquierda se muestra el proceso de las células prismáticas, mientras que en la derecha se encuentra el proceso de las cilíndricas.

El primer paso es unir los electrodos y el separador de la forma adecuada en cada caso, es decir, formando un cilindro si se está fabricando una célula cilíndrica, o apilados si es una célula prismática. En la siguiente etapa se conectan los electrodos a los terminales, y junto con algún dispositivo de seguridad, se introduce el conjunto en el envase final, el cual se sella o bien mediante soldadura en el caso de las células cilíndricas o bien mediante calentamiento en las células prismáticas, dejando un pequeño orificio por el que introducir más adelante el electrolito. A partir de ahora, el proceso de fabricación es común en ambas células. A continuación, el conjunto es llevado a un lugar aislado del ambiente exterior para rellenar la célula con el electrolito. Este proceso debe realizarse en un sitio donde no exista humedad porque el electrolito reacciona fácilmente con el agua, produciendo gases tóxicos como es el ácido fluorhídrico. Una vez rellenada la célula con el electrolito se sella el conjunto, pudiendo salir ya del recinto aislado para poder realizar su identificación.

Con la fabricación de la célula ya terminada, ahora se comprueba que la fabricación se ha realizado correctamente. Para ello, se realizan varios controles exhaustivos de los ciclos de carga y descarga para comprobar que los valores obtenidos son los adecuados, activando los distintos elementos durante los primeros ciclos, y aumentando poco a poco la tensión en los posteriores ciclos. También se realizan inspecciones cuyo objetivo es el de detectar que no se han producido daños durante la

fabricación, y que tampoco han aparecido rebabas<sup>1</sup> que puedan provocar un cortocircuito. Una vez que se ha comprobado que la célula funciona correctamente, el proceso de fabricación finaliza.

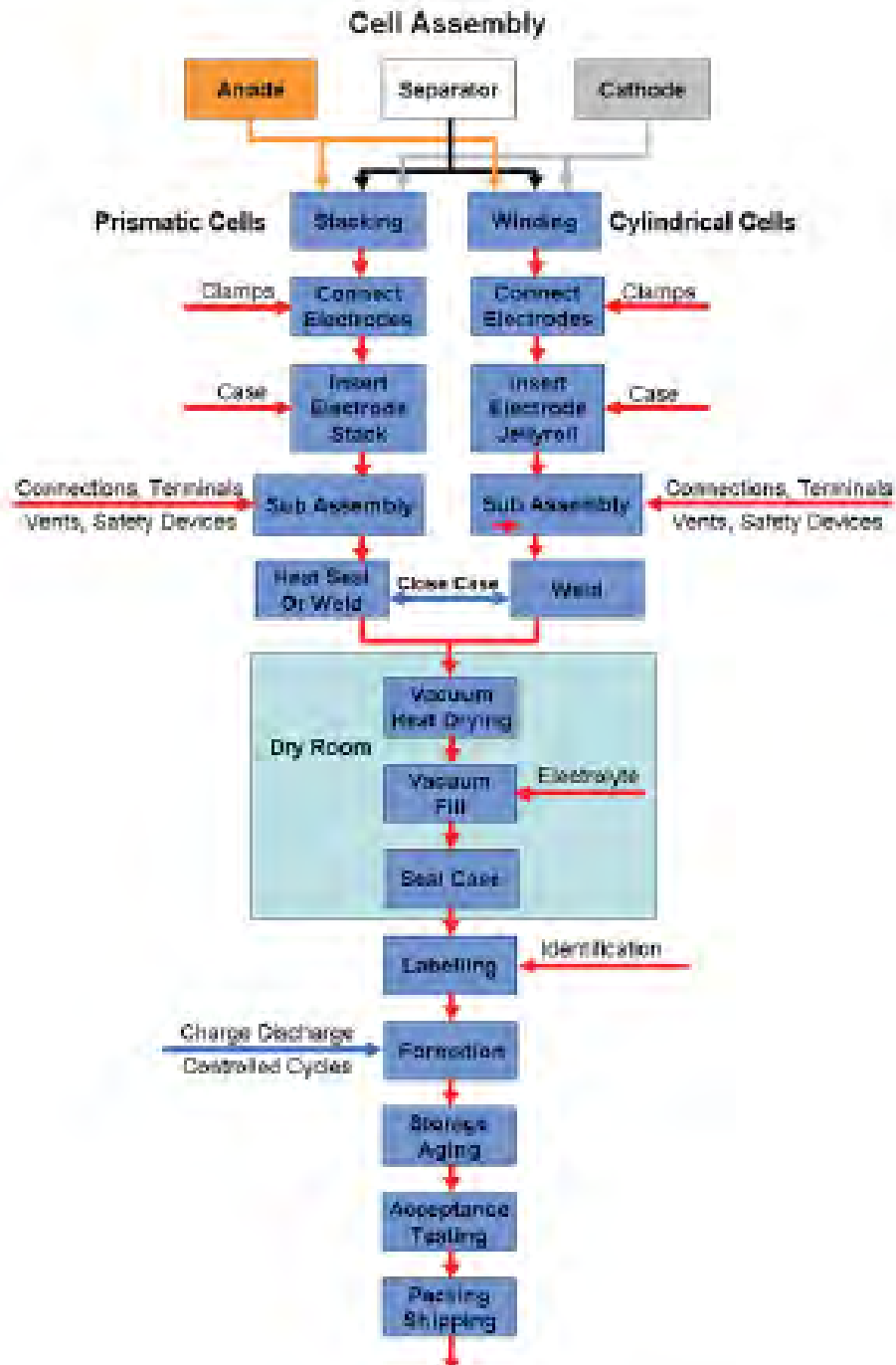


Figura A3.3. Procesos de fabricación de las células cilíndricas y prismáticas [1].

<sup>1</sup> Las rebabas son partes de materia que sobresale en los bordes o en las uniones.

### Lugares de fabricación

Como se ha comentado, el proceso de rellenado de la célula con el electrolito debe realizarse en un lugar donde no haya humedad para evitar que el electrolito entre en contacto con el agua, pudiendo originarse reacciones químicas no deseadas. Es habitual que el punto de rocío en estos lugares se encuentre entre los  $-50^{\circ}\text{C}$  y los  $-40^{\circ}\text{C}$ . Generalmente, el proceso de rellenado se realiza en la llamada habitación seca (*dry room*), sin embargo, últimamente también se están empezando a utilizar unas guanteras (*gloveboxes*) que permiten reducir el espacio requerido.

### *Habitación seca*

La habitación seca es un espacio cerrado en donde el aire existente es seco gracias a los distintos dispositivos instalados en ella, entre los que se encuentran los deshumidificadores. En su diseño se deben tener en cuenta diferentes factores para conseguir el mínimo consumo de energía posible, y también para conocer el nivel de humedad que producirán. Algunos de esos factores son el número de personas que pueden estar en la habitación, el tipo de apertura de puertas, los sistemas de salida del aire, y el clima de la zona. De todas estas variables, la que más contribuye al nivel de humedad es la presencia de las personas (se estima que una persona produce una humedad de entre 1200 y 1500 gramos por hora [5]), por lo que el número de personas que pueden trabajar dentro de la habitación está muy limitado.

Otro factor que también contribuye al nivel de humedad es el vapor que pueda entrar en la habitación a través de la estructura. Para evitar cualquier filtración se sella toda la estructura, y además, también se utilizan paneles de metal con un revestimiento aislante. El sellado de la estructura, que engloba los distintos conductos y aberturas para los sistemas de comunicación del interior de la habitación, se suele realizar o bien con silicona o bien con espuma de uretano. Para evitar que el número de entradas, y por consiguiente de filtraciones, sea elevado se suele realizar un conducto central cerca del techo por el que irán los diferentes cables del sistema de comunicación y de alimentación de los equipos de la sala. Otro lugar donde también se pueden producir



filtraciones es el suelo. Para evitarlo, se suele sellar el suelo del mismo modo que la estructura, o también se pueden emplear láminas de vinilo, o baldosas a las que se les aplica un tratamiento conductivo.

### *Guantera*

La guantera tiene la misma función que la habitación seca, pero con la diferencia de que aquí no es necesario que la persona que vaya a realizar la tarea entre en la sala, sino que sólo necesita introducir sus manos mediante unos guantes en el recinto cerrado, disminuyendo de esta manera el tamaño del recinto aislado. Además, otras ventajas de este sistema, comparándolo con el de la habitación seca, son su mayor facilidad de aumentar la producción de baterías (ya que su implementación es más fácil y barata al no necesitar construir una nueva sala), las condiciones de trabajo son más saludables al no exponer a los trabajadores a los gases tóxicos, no le afectan los cambios climáticos de la zona, y además no necesitan sistemas especiales del control del aire ya que las variaciones dentro de la cámara serán muy pequeñas al no existir presencia humana ni depender del clima exterior, por lo que el consumo de energía será inferior [6].



Figura A3.4. Guantera de la empresa MBRAUN [7].

## Bibliografía

- [1] [http://www.mpoweruk.com/battery\\_manufacturing.htm](http://www.mpoweruk.com/battery_manufacturing.htm)
- [2] [http://www.mpoweruk.com/cell\\_construction.htm](http://www.mpoweruk.com/cell_construction.htm)
- [3] <http://physicscentral.org/explore/action/lithium-1.cfm>
- [4] <http://www.greenmanufacturer.net/article/tc/sage-supplier-lowering-costs-of-lithium-ion-batteries-for-ev-power-trains>
- [5] “Advanced Dry Room Concepts”. Robert S. Smith Jr.
- [6] “Manufacturing lithium-ion batteries in gloveboxes vs. dry rooms and the effects on battery efficiency, safety, quality and overall production cost”. Michael Gropper, Christopher M. Bartlett
- [7] <http://www.egr.msu.edu/~laiwei/Facilities/default.html>

### 6.5.2 Estabilización por doble rotación

Se trata de un tipo de estabilización que se encuentra entre la estabilización por rotación, de la cual toma la simplicidad, y la estabilización en tres ejes, de la cual toma la precisión de apuntado. Lo que caracteriza a los satélites que emplean este tipo de estabilización es que mientras la mayor parte de su masa gira a una cierta velocidad, la plataforma (donde se colocan los instrumentos y antenas) gira a velocidad muy baja para conseguir la mayor precisión posible. Las ventajas de este sistema son su estabilidad sobre el eje transversal y su simplicidad, referida a que tampoco se necesitan giróscopos ni ordenadores de a bordo. Sin embargo, en conjunto, los satélites son más complejos que los de estabilización por rotación, como se verá a continuación.

En cuanto a los inconvenientes, destacan la necesidad de incorporar un sistema de compensación que equilibre el balanceo de los elementos articulados, la baja eficiencia de los paneles solares ya que, como en el caso anterior, los paneles se colocan en la parte que gira, la necesidad de controlar los momentos de inercia, el uso de una dinámica compleja para el movimiento de nutación<sup>4</sup>, y el coste y complejidad del satélite, pudiéndose igualar, e incluso superar, la de un vehículo con estabilización triaxial si se requiere una gran precisión.

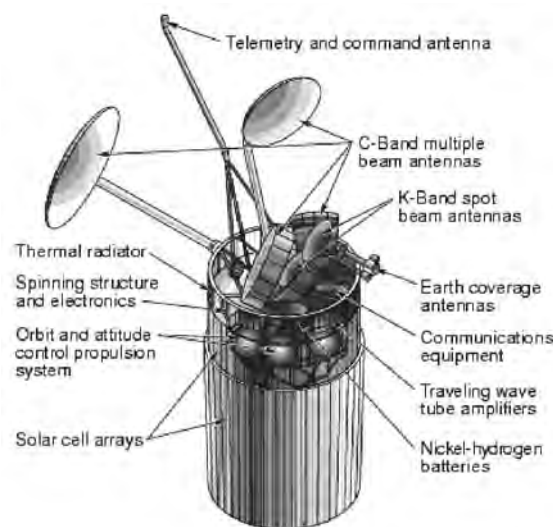


Figura 6.6. Ejemplo de estabilización por doble rotación: INTELSAT VI [10].

<sup>4</sup> La nutación es un leve movimiento o vaivén del eje de rotación de los objetos simétricos.

### 6.5.3 Estabilización por gradiente gravitatorio

Este sistema de estabilización basa su funcionamiento en la tendencia de los satélites de alinear su eje longitudinal con el vector gravedad del cuerpo sobre el que están orbitando; y es que según sea la distancia a la que se encuentre el centro de atracción, aparecerán unas fuerzas distintas que orientarán el satélite. En la figura 6.7 se puede ver como la fuerza gravitatoria  $F_1$  es mayor que la  $F_2$  ya que  $F_1$  está más cerca del centro de atracción gravitatorio. Por lo general, el eje menor se alinea con la vertical local, el eje intermedio con la dirección de la órbita, quedando el eje mayor perpendicular al plano orbital.

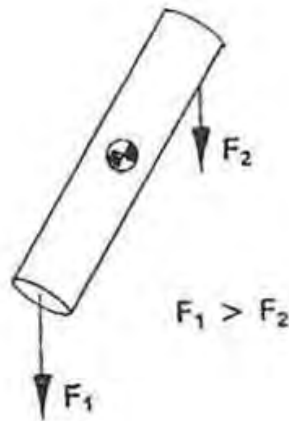


Figura 6.7. Principio de funcionamiento del gradiente gravitatorio [4].

Para que este sistema funcione correctamente, los momentos gravitatorios deben ser mayores que los perturbadores, de modo que este tipo de estabilización sólo se puede emplear en órbitas bajas, donde las fuerzas gravitatorias son todavía importantes.

La mayoría de los satélites que utilizan este sistema de estabilización disponen de un mástil, en cuyo extremo colocan una masa, para que genere una fuerza gravitatoria que permita orientar al satélite, como puede verse en la figura 6.8:

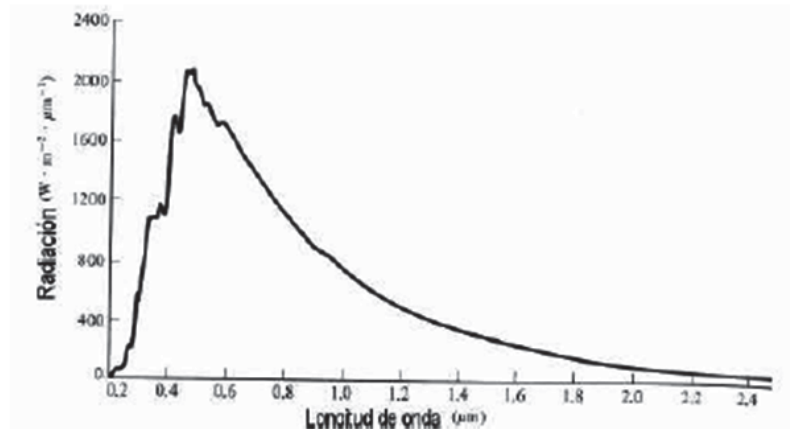


Figura 8.2 Distribución del espectro solar [8].

Dicho espectro se puede dividir en: radiación ultravioleta (representa el 7% de la energía total y está comprendida entre longitudes de onda de 0,1 y 0,38  $\mu\text{m}$ ), visible (forma el 45,5% del total y se encuentra entre los 0,38  $\mu\text{m}$  y los 0,7  $\mu\text{m}$ ), e infrarroja (es el 47,5% restante con longitudes que van desde los 0,7  $\mu\text{m}$  hasta los 10  $\mu\text{m}$ ).

Por otro lado, la magnitud que mide la intensidad de la radiación solar que incide según un ángulo recto en un área de 1  $\text{m}^2$  a una distancia de 1  $\text{AU}^6$  se llama irradiancia, o constante solar, y su valor es  $1371 \pm 5 \text{ W/m}^2$ .

### 8.2.2 Albedo

El albedo es la reflexión de la radiación solar cuando ésta incide sobre la superficie de un planeta. Para hallar la intensidad de la radiación del albedo,  $I_a$ , se utiliza la fórmula (8.1).

$$I_a = I_s \cdot a \cdot F \quad (8.1)$$

<sup>6</sup> El AU (*Astronauticalunit* o unidad astronómica en español) es una unidad de distancia cuya unidad es igual a la distancia del Sol a la Tierra, es decir,  $149598200 \pm 500 \text{ km}$ .

donde  $I_s$  es la intensidad de la radiación solar que incide sobre el cuerpo en el que se está estudiando el albedo,  $a$  representa el albedo y  $F$  es un factor de visibilidad. En el caso de la Tierra, que es el planeta sobre el que orbita el satélite de estudio, dichos valores son:

- $I_s = 1371 \text{ W/m}^2$
- $a = 0,3$
- $F =$  Véase la figura 8.3.

El albedo utilizado ( $a = 0,3$  y que significa que aproximadamente un tercio de la radiación solar que llega a la Tierra es reflejada), es un valor medio, ya que el albedo depende tanto de las condiciones como de las zonas en el que se mida. Por ejemplo, las superficies de color oscuro de la Tierra, como pueden ser océanos y bosques, presentan un albedo bajo (siendo los valores aproximados 0,07 y 0,15 respectivamente), ya que absorben gran parte de la energía solar que les llega. Sin embargo, las zonas claras, como son el hielo, la nieve, los desiertos y las nubes, tienen albedos altos (entre 0,8 y 0,9), al reflejar la mayoría de la radiación que les llega.

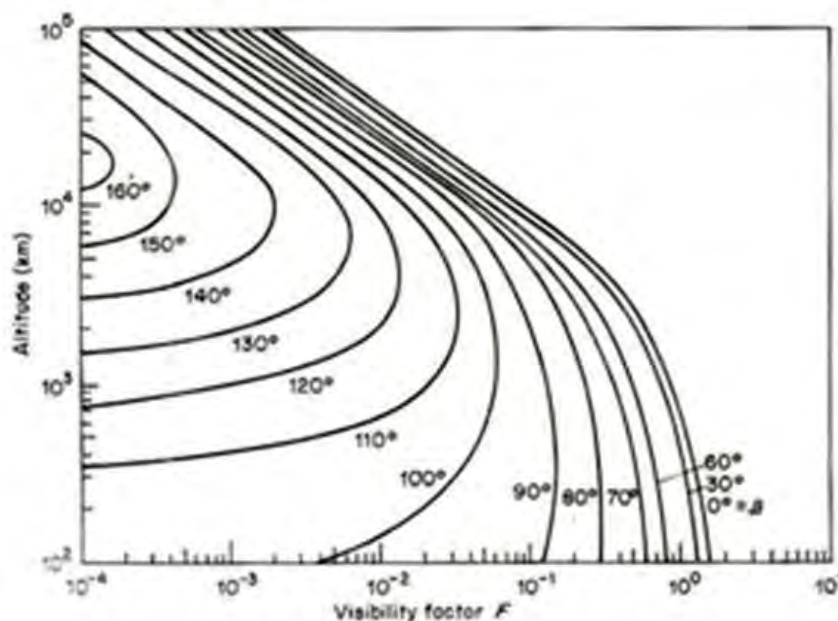


Figura 8.3. Gráfica que relaciona el factor de visibilidad con la altura [6].

En la figura 9.4 está representada la curva corriente-tensión, también conocida como curva  $I$ - $V$ , de una célula solar. El punto más importante en este tipo de curva es el de máxima potencia (*maximum power*), definido por los valores  $V_{mp}$  e  $I_{mp}$ , y cuyo producto es igual al área del rectángulo que está dibujado con puntos suspensivos en la figura. Los otros puntos que aparecen en la figura 9.4 son el de corriente de cortocircuito (*short circuit current*),  $I_{sc}$ , que es el valor de la corriente que tiene la célula cuando no hay tensión (cortocircuito), y el de tensión de circuito abierto (*open circuit voltage*),  $V_{oc}$ , que es el valor de la tensión cuando la corriente es cero (circuito abierto).

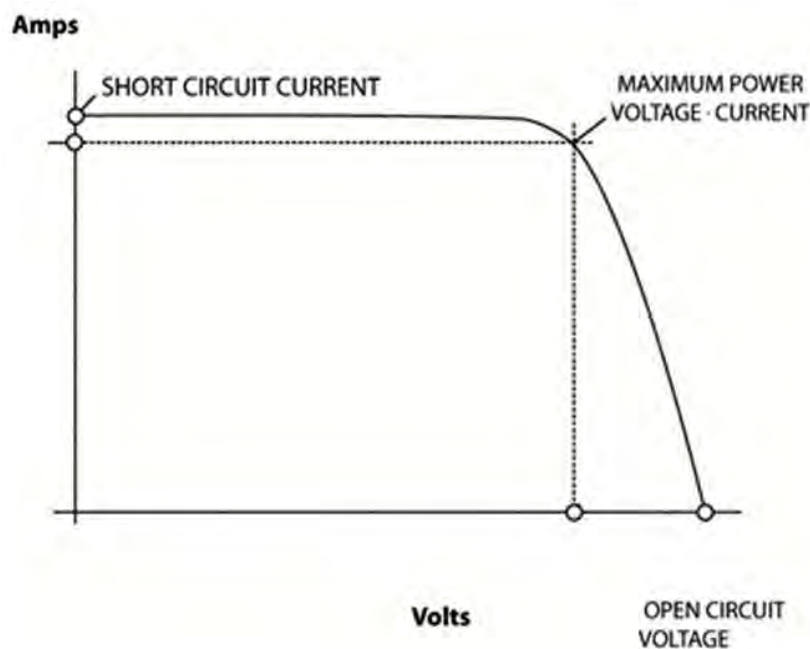


Figura 9.4. Curva corriente-tensión [16].

Ha de tenerse en cuenta, además, que la curva de corriente-tensión de las células solares varía con la temperatura. Dado que la temperatura de las células no es constante, sino que va variando a lo largo de la órbita, los valores de tensión y corriente también irán variando. Si las células se encuentran en ambientes fríos, se obtiene un valor de corriente de cortocircuito menor que si se encontrase a mayor temperatura, pero sin embargo, la tensión de circuito abierto varía de forma inversa.

# Rechargeable lithium-ion battery

## 8S LD25P

### Description

The LD25P cell is a military version of the MP176065, with a toughened mechanical design to match the most demanding vibration and shock requirements. Eight of these medium prismatic LD25P lithium-ion cells are connected in series to form the battery.

To reach high levels of reliability and vibration acceptance, the battery does not include any internal electronic board. Charge management and cell balancing are performed by the charger.

Superior performance at cell level enables operation without any internal battery heater in many applications. Consult Saft to study a version with heater. A temperature sensor PT100 is located inside the battery.

### Benefits

- Very low maintenance in storage
- Battery will remain charged for extended periods of time
- State of charge information available at all times

### Key features

- Very low self discharge
- Strong correlation of battery voltage and state of charge
- Very high reliability
- Excellent behaviour in vibration (successfully pass Random Vibration tests 45G RMS)
- Very resistant to shocks (successfully pass pyrotechnic shock test Z2 level)

### Applications

- Missiles
- Launchers
- Unmanned Aerial Vehicles
- Robots

### Storage

- Store at a temperature preferably not exceeding 30°C
- For long term battery storage, keep the battery at 30 volts, i.e. (30 ±15)% state of charge.

### Charger

Always use Saft's Li-ion charger (P/N GP14855) to charge this battery. Consult Saft for dedicated application's chargers

### Part number

To order this battery, ask for Saft P/N 60145B



### Electrical characteristics

Charge voltage	32.8 V
Min voltage	21.6 V
Minimum capacity	5.5 Ah at 20°C (5.8 Ah expected end 2005)
Nominal discharge current	5.5 A
Max continuous discharge current	11 A
Number of cycles	> 100 cycles over 3 years in nominal conditions (100 % DOD)
	> 500 cycles over 3 years (20 % DOD)
Self discharge at 20°C	remaining capacity 93% after 1 month, 86% after 3 months, 82% after 6 months, 75% after 1 year

### Mechanical characteristics

Casing	Aluminium
IP class	54
Weight	2.2 kg
Overall length	210 mm
Overall width	110 mm
Overall height	76 mm
Power connector	D38999 / 20 WC 98 SN
Individual cell voltage measurement connector	D38999 / 20 WB 35 SN

### Operating conditions

Nominal operating temperature	20°C (charge and discharge)
Discharge temperature range	-10°C to +70°C
Charging temperature range	+15°C to +40°C

### Saft

#### Specialty Battery Group

Rue Georges Leclanché  
B.P. N° 1039  
86060 Poitiers Cedex 09  
Tel: +33 (0) 5 49 55 48 48  
Fax: +33 (0) 5 49 55 48 50

[www.saftbatteries.com](http://www.saftbatteries.com)

Doc N° 32001-2-0505

Edition: May 2005

Data in this document is subject to change without notice and becomes contractual only after written confirmation.

Single cells mentioned in this document may have their own specific data sheet with complementary data. Please check website.

Published by the Communications Department.

Photo credit: Saft.

Société anonyme au capital de 31 944 000 € RCS Bobigny B 383 703 873  
Produced by Arthur Associates Limited.

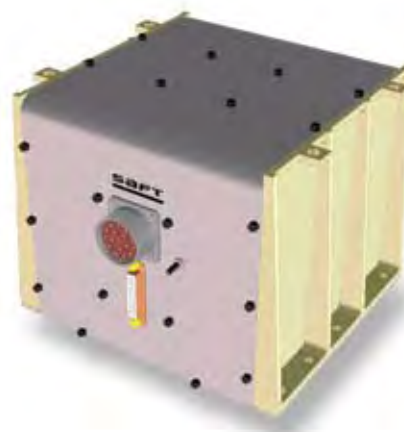


**saft**



# Rechargeable lithium battery

## 56 V – Space power applications



### Description

- 15S 3P MPS176065 rechargeable battery for small Thrust Vector Control (TVC) actuators
- Ruggedized design qualified for space environment (*vacuum and pyrotechnic shocks*)

### Benefits

- Good pulses performances for actuator operation including during braking manoeuvre
- Very low maintenance
- Excellent reliability and availability
- Excellent launch pad wait performances

### Key features

- High energy density (*1125 Wh; 110 Wh/kg*)
- Very low self discharge

### Applications

- Launcher (*Vega,...*)
- Missile
- Rockets

### Charger

- A specified charger must be used for battery preparation. Battery Management System (BMS) – charge, discharge and safety – is included in the charger.\*

### Electrical characteristics

Nominal voltage	56 V
Typical capacity 20°C	20 Ah

### Mechanical characteristics

Length (max)	230 mm
Width (max)	230 mm
Height (max)	190 mm
Typical weight	9.9 kg

### Operating conditions

Charge method	Constant current/Constant voltage
Max recommended charge current	6 A
Charge temperature range	+ 15°C to + 35°C
Discharge current	10+ A
Power	600+ W*
Discharge cut-off voltage	40 V
Discharge temperature range	0°C to + 60°C
Number of charge/discharge cycles	> 100 cycles @ 100 % DOD
Life time	> 5 years**

\*Consult Saft

\*\*According to user's manual instructions

#### Notes:

- 1 State of charge and safety monitoring through battery voltage and temperature
- 2 These batteries use space grade materials and EEE parts

**Saft**  
**Specialty Battery Group**  
Rue Georges Leclanché  
B.P. N° 1039  
86060 Poitiers Cedex 09  
Tel.: +33 (0) 5 49 55 48 48  
Fax: +33 (0) 5 49 55 48 50  
**www.saftbatteries.com**

Doc N° 33021-2-0608  
Edition: June 2008

Information in this document is subject to change without notice and becomes contractual only after written confirmation by Saft. Published by the Communications Department.

Photo credit: Saft.

Société anonyme au capital de 31 944 000 €  
RCS Bobigny B 383 703 873

Produced by Arthur Associates Limited.



# Rechargeable lithium battery

## 28 V – High energy and medium power battery

### Description

- 8S8P MPS1706065 rechargeable battery
- Ruggedized design qualified for space environment (*vacuum and pyrotechnic shocks*)

### Benefits

- High specific energy
- Good power performances
- Very low maintenance
- Excellent launch pad wait performances

### Key features

- Very high energy density (*1600 Wh; 120 Wh/kg*)
- Very low self discharge
- Good power and pulses capability
- Excellent reliability and availability

### Applications

- Launcher (*Upper-stage, flight control, guidance,...*)
- Missile, sounding rockets
- Avionics (*guidance, navigation and control*)

### Charger

- A specified charger must be used for battery preparation. Battery Management System (BMS) – charge, discharge and safety – is included in the charger.\*



### Electrical characteristics

Nominal voltage	28 V
Typical capacity 20°C	54.4 Ah

### Mechanical characteristics

Length (max)	230 mm
Width (max)	290 mm
Height (max)	190 mm
Typical weight	13.4 kg

### Operating conditions

Charge method	Constant current/Constant voltage
Max. recommended charge current	16 A
Charge temperature range	+15°C to +35°C
Discharge current	Up to 50 A*
Power	Up to 1300 W*
Discharge cut-off voltage	24 V
Discharge temperature range	0°C to +60°C
Number of charge/discharge cycles	> 100 cycles @ 100 % DOD
Life time	> 5 years**

\* Consult Saft

\*\* According to user's manual instructions

#### Notes:

- 1 State of charge and safety monitoring through battery voltage and temperature
- 2 These batteries use space grade materials and EEE parts

**Saft**  
**Specialty Battery Group**  
Rue Georges Leclanché  
B.P. N° 1039  
86060 Poitiers Cedex 09  
Tel.: +33 (0) 5 49 55 48 48  
Fax: +33 (0) 5 49 55 48 50  
[www.saftbatteries.com](http://www.saftbatteries.com)

Doc N° 33020-2-0608  
Edition: June 2008

Information in this document is subject to change without notice and becomes contractual only after written confirmation by Saft. Published by the Communications Department.

Photo credit: Saft.

Société anonyme au capital de 31 944 000 €  
RCS Bobigny B 383 703 873

Produced by Arthur Associates Limited.



# Rechargeable lithium battery

## VES 100 – High specific energy space cell



### Benefits

- Excellent energy density and specific energy
- Hermetically-sealed cells
- Long cycle life:  
18 year GEO at 80 % DOD  
70,000 LEO cycles at 20 % DOD
- Qualified in 2000

### Main applications

- LEO missions (*Radar, Optical ...*)
- MEO
- Launchers, probes
- High energy applications

### Flight heritage

- GIOVE-B 04/08
- Proteus platform (*in orbit: Calipso 03/06, Corot 12/06, to be launched in 2008/2009 SMOS, MEGHA-TROPIQUES, Jason-2*)
- Kompsat 3 & 5

### Cell electrical characteristics

Nominal voltage	3.6 V
Nominal capacity at C/1.5 rate at 4.1 V/3 V & 20°C	27 Ah
Maximum discharge current at 25°C	100 A (Continuous ~2 s pulse)
Specific energy (minimum guaranteed)	118 Wh/Kg
Energy density	230 Wh/l

### Cell mechanical characteristics

Diameter (max)	53 mm
Height (max)	185 mm
Mass (max)	0.81 kg

### Cell operating conditions

Lower voltage limit for discharge	Continuous (0°C to +45°C) 2.57 V
Charging method	Constant current/constant voltage (CCCV)
Charging voltage (max)	4.1 V
Recommended continuous charge current	GEO/MEO C/10 LEO (20 % DOD) C/5
Operating temperature	Charge +10°C to +35°C Discharge 0°C to +40°C
Storage and transportation temperature	-40°C to +65°C

NB: VES 100 are sold only in modules or batteries.

# Rechargeable lithium battery

## VES 140 – High specific energy space cell



### Characteristics

- Lowest fading ever demonstrated for space applications
- Specific space cell design and processes
- World largest in-orbit demonstration (>250 kWh); in orbit since 2003
- Modular and flexible battery range qualified from 1P to 12P and from 1S to 24S

### Benefits

- Excellent energy density and specific energy
- Hermetically-sealed cells
- Long cycle life:  
18 year GEO at 80 % DOD  
70,000 LEO cycles at 20 % DOD
- Qualified in 2003

### Main applications

- GEO missions (*Telecoms, Meteorology ...*)
- MEO
- LEO space applications
- High energy applications

### Flight heritage

- Eurostar 3000 platform (*W3A, Amazonas, HOT BIRD™ 8, ...*)
- Spacebus platform (*Syracuse 3A, 3B, Koreasat 5, ...*)
- Star-2 platform (*Optus D1 & D2 ...*)
- SRE-1 (*ISRO Re-entry Vehicle demonstrator*)
- BSS 702 (*MSV, ...*)
- Smart 1 moon orbiter

### Cell electrical characteristics

Nominal voltage	3.6 V
Nominal capacity at C/1.5 rate at 4.1 V/3 V & 20°C	39 Ah
Maximum discharge current at 25°C	100 A (Continuous ~2 s pulse)
Specific energy (minimum)	126 Wh/Kg
Energy density	140 Wh/l

### Cell mechanical characteristics

Diameter	53 mm
Height	250 mm
Mass	1.13 kg
Mechanical environment Leak rate	Qualified all launchers 10 <sup>-8</sup> dm <sup>3</sup> atm s <sup>-1</sup>

### Cell operating conditions

Lower voltage limit for discharge	Continuous (0°C to +45°C) 2.7 V
Charging method	Constant current/constant voltage (CCCV)
Charging voltage (max)	4.1 V
Recommended continuous charge current	GEO/MEO C/10 LEO (20 % DOD) C/5
Operating temperature	Charge +10°C to +35°C Discharge 0°C to +40°C
Storage and transportation temperature	-40°C to +65°C

NB: VES 140 are sold only in modules or batteries.



# Rechargeable lithium battery

## VES 180 – Very high specific energy space cell



### Characteristics

- Very high specific energy
- Specific space cell design and processes
- Modular and flexible battery range

### Benefits

- Excellent energy density and specific energy
- Hermetically-sealed cells
- Long cycle life:
  - 18 year GEO at 80 % DOD
  - 60,000 LEO cycles at 20 % DOD
- Qualified in 2007

### Main applications

- GEO, MEO space applications
- LEO satellites (*Radar, Optical...*)
- High energy applications

### Selected program

- VES 180 Li-ion cell has been selected for Galileo IOV (*in-orbit validation*), Optus D3, Alphabus etc...

### Cell electrical characteristics

Nominal voltage	3.6 V
Nominal capacity at C/1.5 rate at 4.1 V/3 V & 20°C	50 Ah
Maximum discharge current at 25°C	100 A (Continuous ~2 s pulse)
Specific energy (minimum)	175 Wh/Kg
Energy density	180 Wh/l

### Cell mechanical characteristics

Diameter	53 mm
Height (max)	250 mm
Mass (max)	1.11 kg

### Cell operating conditions

Lower voltage limit for discharge	Continuous (0°C to +45°C) 2.57 V
Charging method	Constant current/constant voltage (CCCV)
Charging voltage (max)	4.1 V
Recommended continuous charge current	GEO/MEO C/10 LEO (20 % DOD) C/5
Operating temperature	Charge +10°C to +35°C Discharge 0°C to +40°C
Storage and transportation temperature	-40°C to +65°C

NB: VES 180 are sold only in modules or batteries.

# Rechargeable lithium-ion battery

## VL 48 E - high energy space cell



### Benefits

- Excellent energy density and specific energy
- 100 % coulombic efficiency
- Hermetically-sealed cells
- Completely maintenance free
- Operates in any orientation
- Long cycle life:
  - 15 year GEO at 80% DOD
  - 25,000 LEO cycles at 20% DOD
- No memory effect

### Main applications

- GEO space applications
- LEO space applications
- High energy applications

### Key features

- Graphite-based anode
- Nickel alloy oxide-based cathode

### Cell electrical characteristics

Nominal voltage	3.6 V
Nominal capacity at C/2 rate at 4.1 V/3 V & 25° C	48 Ah
Maximum discharge current at 25° C:	
Continuous	100 A
~2 s pulse	300 A
Specific energy	150 Wh/Kg
Energy density <sup>1</sup>	300 Wh/l

### Cell mechanical characteristics

Diameter max	54 mm
Height max <sup>1</sup>	245 mm
Mass max	1.15 kg
Volume max <sup>1</sup>	0.56 l

### Cell operating conditions

Lower voltage limit for discharge:	
Continuous (0° C to + 45° C)	2.5 V
Charging method	Constant current/constant voltage (CCCV)
Charging voltage (max)	4.1 V
Recommended continuous charge current	
GEO	C/10
LEO (20% DOD)	C/5
Operating temperature:	
Charge	+ 10° C to + 35° C
Discharge	0° C to + 40° C
Storage and transportation temperature	- 40° C to + 65° C

<sup>1</sup> Includes terminals



# QL015KA



## PERFORMANCE

- Lithium ion rechargeable cell
- Battery design for long cycle life (>100,000 cycles)

## CHEMISTRY

- LNCAO

## MAIN APPLICATIONS

- Military
- Aerospace

## KEY FEATURES

- Domestic production
- Long LEO and GEO cycle life
- High reliability
- Zero-Volt™

## SPECIFICATIONS

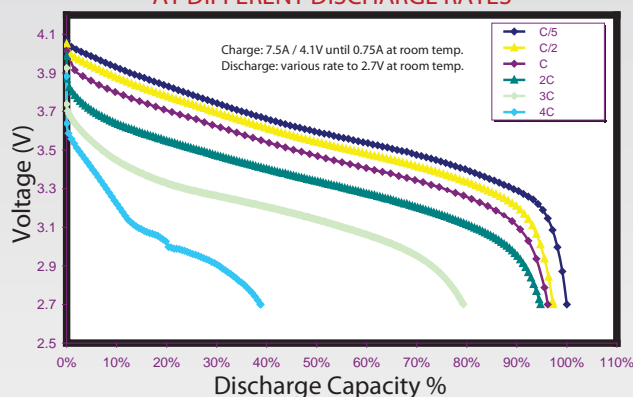
### ELECTRICAL CHARACTERISTICS

Nominal Capacity	15 Ah
Nominal Voltage	3.6 V
Maximum Recommended Continuous Discharge Current	1 C
Operating Discharge Temperature	15°C to 35°C

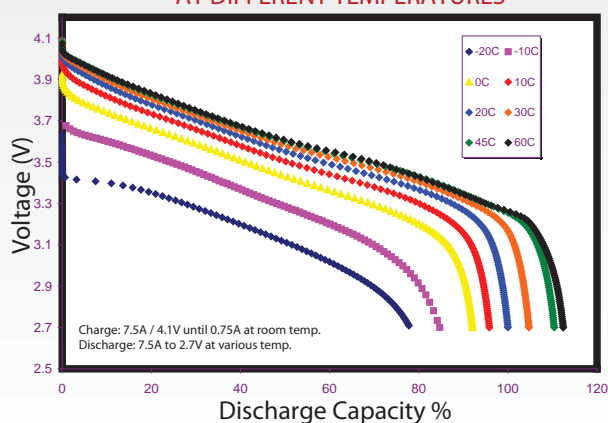
### PHYSICAL CHARACTERISTICS

Height	88.3 mm
Width	54.5 mm
Thickness	38.0 mm
Weight	380 g
Volume	182 cc
Gravimetric Energy Density	142 Wh/kg
Volumetric Energy Density	296 Wh/L

### CELL LEVEL VOLTAGE CURVES AT DIFFERENT DISCHARGE RATES



### CELL LEVEL VOLTAGE CURVES AT DIFFERENT TEMPERATURES



## FOR MORE INFORMATION

Contact Paul Beach  
paulb@quallion.com  
818.833.2000

[www.quallion.com](http://www.quallion.com)



**QUALLION**  
Powering Life.

## QL075KA



### PERFORMANCE

- Lithium ion rechargeable cell
- Battery design for long cycle life (>100,000 cycles)

### CHEMISTRY

- LNCAO

### MAIN APPLICATIONS

- Military
- Aerospace

### KEY FEATURES

- Domestic production
- Long LEO and GEO cycle life
- High reliability
- Zero-Volt™

### SPECIFICATIONS

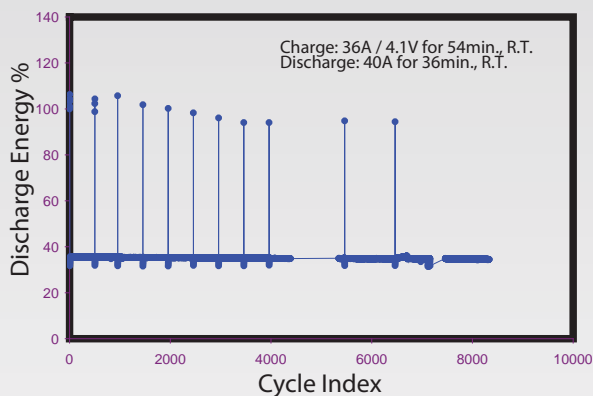
#### ELECTRICAL CHARACTERISTICS

Nominal Capacity	72 Ah
Nominal Voltage	3.6 V
Maximum Recommended	
Continuous Discharge Current	1C
Operating Discharge Temperature	15°C to 35°C

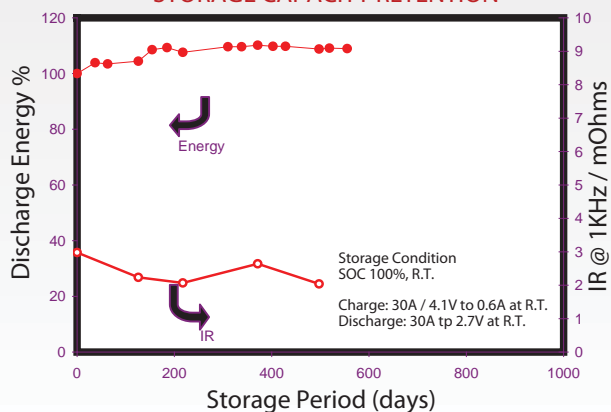
#### PHYSICAL CHARACTERISTICS

Height	173.7 mm
Width	80.9 mm
Thickness	56.2 mm
Weight	1820 g
Volume	790 cc
Gravimetric Energy Density	148 Wh/kg
Volumetric Energy Density	341 Wh/L

### CYCLING DATA



### STORAGE CAPACITY RETENTION



### FOR MORE INFORMATION

Contact Paul Beach  
paulb@quallion.com  
818.833.2000

[www.quallion.com](http://www.quallion.com)



**QUALLION**  
Powering Life.